



TUGAS AKHIR - MN 141581

**ANALISA PERUBAHAN GAYA ANGKAT DAN HAMBATAN
TOTAL TERHADAP VARIASI ASPECT RATIO DAN
WINGLET PADA SAYAP KAPAL WING IN SURFACE
EFFECT MENGGUNAKAN APLIKASI CFD**

**Rahmat Diko Edfi
NRP 4114100077**

**Dosen Pembimbing
Prof. Ir. I.K.A.P. Utama, Ir., M.Sc., Ph.D., CEng, FRINA**

**DEPARTEMEN TEKNIK PERKAPALAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2017**



TUGAS AKHIR - MN 141581

**ANALISA PERUBAHAN GAYA ANGKAT DAN HAMBATAN
TOTAL TERHADAP VARIASI ASPECT RATIO DAN
WINGLET PADA SAYAP KAPAL WING IN SURFACE
EFFECT MENGGUNAKAN APLIKASI CFD**

**Rahmat Diko Edfi
NRP 4114100077**

**Dosen Pembimbing
Prof. Ir. I.K.A.P. Utama, Ir., M.Sc., Ph.D., CEng, FRINA**

**DEPARTEMEN TEKNIK PERKAPALAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2017**



FINAL PROJECT - MN 141581

**ANALISA PERUBAHAN GAYA ANGKAT DAN HAMBATAN
TOTAL TERHADAP VARIASI ASPECT RATIO DAN
WINGLET PADA SAYAP KAPAL WING IN SURFACE
EFFECT MENGGUNAKAN APLIKASI CFD**

**Rahmat Diko Edfi
NRP 4114100077**

**Supervisor
Prof. Ir. I.K.A.P. Utama, Ir., M.Sc., Ph.D., CEng, FRINA**

**DEPARTMENT OF NAVAL ARCHITECTURE & SHIPBUILDING ENGINEERING
FACULTY OF MARINE TECHNOLOGY
SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY
SURABAYA
2017**

LEMBAR PENGESAHAN

ANALISA PERUBAHAN GAYA ANGKAT DAN HAMBATAN TOTAL TERHADAP VARIASI ASPECT RATIO DAN WINGLET PADA SAYAP KAPAL WING IN SURFACE EFFECT MENGGUNAKAN APLIKASI CFD

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada

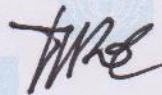
Bidang Keahlian Rekayasa Perkapalan – Hidrodinamika
Program Sarjana Departemen Teknik Perkapalan
Fakultas Teknologi Kelautan
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

RAHMAT DIKO EDFI
NRP 04111440000077

Disetujui oleh Dosen Pembimbing Tugas Akhir:

Dosen Pembimbing



Prof. I.K.A.P. Utama, M.Sc., Ph.D., CEng, FRINA
NIP 19670406 199203 1 001

Mengetahui,
Kepala Departemen Teknik Perkapalan



Ir. Wasis Lwi Aryawan, M.Sc., Ph.D.
NIP 19640210 198903 1 001

SURABAYA, 13 JULI 2018

LEMBAR REVISI

ANALISA PERUBAHAN GAYA ANGKAT DAN HAMBATAN TOTAL TERHADAP VARIASI ASPECT RATIO DAN WINGLET PADA SAYAP KAPAL WING IN SURFACE EFFECT MENGGUNAKAN APLIKASI CFD

TUGAS AKHIR

Telah direvisi sesuai dengan hasil Ujian Tugas Akhir
Tanggal 16 Juli 2018

Bidang Keahlian Rekayasa Perkapalan – Hidrodinamika
Program Sarjana Departemen Teknik Perkapalan
Fakultas Teknologi Kelautan
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

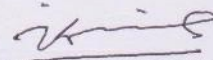
Oleh:

RAHMAT DIKO EDFI

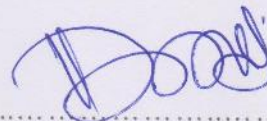
NRP 0411144000077

Disetujui oleh Tim Penguji Ujian Tugas Akhir:

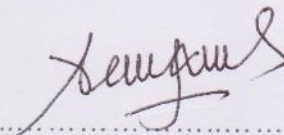
1. Dr. Ir. I Ketut Suastika



2. Dony Setyawan, S.T., M.Eng.

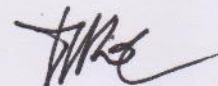


3. Teguh Putranto, S.T., M.T.



Disetujui oleh Dosen Pembimbing Tugas Akhir:

1. Prof. I.K.A.P. Utama, M.Sc.,
Ph.D., CEng, FRINA



SURABAYA, 10 JULI 2016

Dipersembahkan kepada kedua orang tua atas segala dukungan dan doanya

KATA PENGANTAR

Puji syukur kepada Tuhan Yang Maha Esa karena atas karunianya Tugas Akhir ini dapat diselesaikan dengan baik.

Pada kesempatan ini Penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada pihak-pihak yang membantu penyelesaian Tugas Akhir ini, yaitu:

1. Prof. Ir. I.K.A.P. Utama, Ir., M.Sc., Ph.D., CEng, FRINA selaku Dosen Pembimbing atas bimbingan dan motivasinya selama pengerjaan dan penyusunan Tugas Akhir ini;
2. _____ selaku Dosen Penguji yang telah memberikan kritik dan sarannya untuk perbaikan Laporan Tugas Akhir ini;
3. Dr.Ir.A.A. Masroeri,M. Eng selaku direktur NaSDEC ITS yang telah memperbolehkan saya untuk menggunakan fasilitas NaSDEC untuk menyelesaikan tugas akhir ini.
4. Ibu Helfizerni, Ibu yang selalu tenggelam dalam doa untuk kesuksesan anak-anaknya,semoga kesehatan selalu menyertai beliau. Amin. Serta seluruh keluarga yang selalu memberikan semangat dan doa;
5. Cakra Wijaya Kusuma Rahadi,S.T sebagai mentor yang banyak menularkan ilmu ilmu dibidang perkapalan, serta menjadi panutan selama masa perkuliahan.
6. Insanu Akbar,S.T sebagai tutor CFD yang telah banyak membantu serta memberikan masukan dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.
7. Seluruh anggota P54 Deadrise yang selalu berjuang bersama sama selama masa perkuliahan di teknik perkapalan ITS.
8. Seluruh staff NaSDEC ITS yang telah banyak memberikan masukan dan semangat untuk dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Penulis menyadari bahwa Tugas Akhir ini masih jauh dari kesempurnaan, sehingga kritik dan saran yang bersifat membangun sangat diharapkan. Akhir kata semoga laporan ini dapat bermanfaat bagi banyak pihak.

Surabaya, 26 Juni 2018

Rahmat Diko Edfi

ANALISA PERUBAHAN GAYA ANGKAT DAN HAMBATAN TOTAL TERHADAP VARIASI ASPECT RATIO DAN WINGLET PADA SAYAP KAPAL WING IN SURFACE EFFECT MENGGUNAKAN APLIKASI CFD

Nama Mahasiswa : Rahmat Diko Edfi
NRP : 4114100077
Departemen / Fakultas : Teknik Perkapalan / Teknologi Kelautan
Dosen Pembimbing : Prof. Ir. I.K.A.P. Utama, Ir., M.Sc., Ph.D., Ceng,
FRINA

ABSTRAK

Pada proses desain kapal wing in surface effect sangat diperhatikan masalah hambatan serta gaya angkatan yang terjadi saat kapal melaju dalam mode ground effect. Dengan adanya fenomena ground effect yang dihasilkan maka akan meningkatkan gaya angkat yang dihasilkan oleh kapal serta mengurangi hambatan yang terjadi terutama hambatan gesek, sehingga tenaga penggerak yang digunakan akan lebih kecil dan memiliki nilai ekonomis. Dalam perhitungan *viscous resistance* dapat dilakukan dengan melakukan simulasi CFD. ... dst.

Kata kunci: *viscous resistance*, *CFD*, *dst*.

VISCOUS RESISTANCE ANALYSIS OF SMALL SUBMARINE WITH COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS METHOD AND WIND TUNNEL EXPERIMENTS

Author : Rahmat Diko Edfi
Student Number : 4114100077
Department / Faculty : Naval Architecture / Marine Technology
Supervisor : Prof. Ir. I.K.A.P. Utama, Ir., M.Sc., Ph.D., Ceng,
FRINA

ABSTRACT

In design of small submarine, the concern is on the resistance especially viscous resistance. With the minimum of drag, the thrust required to be smaller. Therefore the engine will be smaller and has economic value. Viscous resistance calculation can be done by wind tunnel experiments and CFD simulation. From the test result and CFD simulation, installation of vertical fin does not give significant effect for total of drag coefficient (CT). ... etc.

Keywords: viscous resistance, CFD, etc.

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN	iii
LEMBAR REVISI.....	iv
HALAMAN PERUNTUKAN.....	vi
KATA PENGANTAR.....	vii
ABSTRAK	viii
ABSTRACT	ix
DAFTAR ISI	x
DAFTAR GAMBARxii	
DAFTAR TABEL	xiv
DAFTAR SIMBOL	xv
Bab I PENDAHULUAN	1
I.1. Latar Belakang Masalah.....	1
I.2. Perumusan Masalah.....	2
I.3. Tujuan.....	2
I.4. Batasan Masalah.....	2
I.5. Manfaat.....	3
I.6. Hipotesis.....	3
Bab II STUDI LITERATUR	5
II.1. Dasar Teori.....	5
II.1.1. Teori Hambatan Kapal.....	5
II.1.2. Fenomena Ground Effect / Wing in Surface Effect	6
II.1.3. Teori Aerodinamika.....	7
II.1.4. Savitsky Planing Method.....	10
II.1.5. Half Experiment Method (Tang at all,2007)	12
II.2. Tinjauan Pustaka	14
II.2.1. Data kapal Aron M80	14
II.2.2. NACA Series	15
II.2.3. Desain WIG Craft Alexander Lippichs	16
II.2.4. Aspect Ratio	17
II.2.5. Winglet	18
Bab III METODOLOGI	21
III.1. Metode.....	21
III.1.1. Studi Literatur dan Pengumpulan Data.....	21
III.1.2. Proses Pembuatan Model.....	21
III.2. Bagan Alir	23
Bab IV Pembuatan Model dan Simulasi CFD.....	25
IV.1. Pendahuluan	25
IV.2. Pembuatan Model Uji.....	25
IV.2.1. Desain Kapal.....	25
IV.2.2. Modifikasi Sayap dan Winglet	29
IV.2.3. Meshing	32
IV.3. Simulasi CFD	34

IV.3.1.	Tahap Pre-Processor	34
IV.3.2.	Tahap Processor atau Solver.....	39
Bab V	Analisa dan hasil	45
V.1.	Pendahuluan	45
V.2.	Validasi.....	45
V.2.1.	Grid Independence.....	45
V.2.2.	Perhitungan Analitik.....	47
V.3.	Hasil Analisa CFD	52
V.3.1.	Drag	53
V.3.2.	Lift	54
Bab VI	KESIMPULAN DAN SARAN	56
VI.1.	Kesimpulan.....	56
VI.2.	Saran.....	56
DAFTAR	PUSTAKA.....	58
LAMPIRAN	59
LAMPIRAN A	HASIL PENGUKURAN DEFORMASI SPESIMEN.....	60
LAMPIRAN B	KOMPOSISI KIMIA BAJA KARBON	63
BIODATA	PENULIS.....	65

DAFTAR GAMBAR

Gambar II. 1 Wing in Ground Effect (Halloran, Michael and O'Meara, Sean, 1997).....	6
Gambar II. 2 Resultan gaya yang bekerja pada pesawat terbang (https://www.skybrary.aero).7	
Gambar II. 3 perbedaan tekanan pada <i>aerofoil</i> (https://veeone120184.wordpress.com)	8
Gambar II. 4 Distribusi tekanan untuk berbagai sudut serang yang berbeda	9
Gambar II. 5 Bagian bagian dari bentuk aerofoil	9
Gambar II. 6 gaya yang bekerja pada kapal planing	11
Gambar II. 7 Ukuran Utama Kapal Aron M80.....	14
Gambar II. 8 Tipe tipe <i>airfoil</i>	15
Gambar II. 9 Airfoil NACA Series 4406.....	16
Gambar II. 10 Prototipe WIG Craft Alexander Lippichs	16
Gambar II. 11 Alexander Lippichs Desain planform	17
Gambar II. 12 Grafik aspek ratio terhadap koefisien lift.....	17
Gambar II. 13 Desain <i>winglet</i> klasik	18
 Gambar III. 1 Diagram Alir Metodologi Penelitian	 23
 Gambar IV. 1 Proses menentukan ukuran utama kapal menggunakan maxsurf modeler advance V20	 26
Gambar IV. 2 <i>linesplan Wing in Surface Effect</i> model A	28
Gambar IV. 3 Desain 3D kapal Wing in Surface Effect model A.....	28
Gambar IV. 4 <i>linesplan</i> kapal Wing in Surface Effect model B	28
Gambar IV. 5 model kapal Wing in Surface Effect model B	29
Gambar IV. 6 Koordinat <i>Airfoil</i> Naca seri 4406.....	30
Gambar IV. 7 Dimensi sayap kapal Wing in Surface Effect.....	30
Gambar IV. 8 Desain <i>Winglet</i> kapal <i>Wing in Surface Effect</i> pada sudut <i>cant</i> 30°	31
Gambar IV. 9 Desain <i>Winglet</i> kapal <i>Wing in Surface Effect</i> pada sudut <i>cant</i> 45°	32
Gambar IV. 10 Desain <i>Winglet</i> kapal <i>Wing in Surface Effect</i> pada sudut <i>cant</i> 60°	32
Gambar IV. 11 Pembuatan domain model dengan software CFX Design Modeler	33
Gambar IV. 12 Hasil meshing model dengan menggunakan software Ansys ICEM CFD.....	33
Gambar IV. 13 Pendefinisian Batas pada Simulasi Kekentalan Murni.....	34
Gambar IV. 14 <i>Domain</i> dan <i>Boundary Condition Full Viscous</i> pada <i>Pre-Processor</i>	36
Gambar IV. 15 Eskpresi-ekspresi pada CEL (CFX, 2007)	37
Gambar IV. 16 Domain dan Boundary Condition Free Surface pada Pre-Processor.....	39
Gambar IV. 17 Grafik Hasil Proses Running Model Full Viscous	40
Gambar IV. 18 Grafik Hasil Proses Running Model Free Surface	40
Gambar IV. 19 Streamline kapal wing in surface effect pada kecepatan 12 m/s	41
Gambar IV. 20 Vector gaya pada kecepatan 12 m/s	41
Gambar IV. 21 <i>Contour pressure</i> pada sudut <i>trim</i> 0,75° pandangan samping	42
Gambar IV. 22 Nilai lift pada kecepatan 10 m/s	43
 Gambar V. 1 Grid Independence pada CFD.....	 46
Gambar V. 2 Grafik Drag hasil perhitungan analitik	48
Gambar V. 3 Grafik Lift hasil perhitungan Half Experiment Method	48

Gambar V. 4 Grafik <i>resistance total</i> hasil perhitungan Savitsky Method's.....	49
Gambar V. 5 Grafik lift hasil perhitungan Savitsky Method's.....	50
Gambar V. 6 Grafik hambatan total dan drag hasil perhitungan analitik.....	51
Gambar V. 7 Grafik <i>Aerodynamic lift</i> dan <i>Hydrodynamic lift</i> hasil perhitungan analitik.....	52
Gambar V. 8 Grafik Drag hasil simulasi CFD	54
Gambar V. 9 Grafik Lift hasil simulasi CFD	55

DAFTAR TABEL

Tabel II. 1 kategori kapal berdasarkan nilai F_n	10
Tabel IV. 1 Ukuran utama kapal Wing in Surface Effect	27
Tabel V. 1 Grid Independence.....	46
Tabel V. 2 Hasil Perhitungan Analitik Half Experiment Method	47
Tabel V. 3 Hasil Perhitungan Analitik Savitsky Method's	49
Tabel V. 4 Total Drag yang dihasilkan dari perhitungan analitik	51
Tabel V. 5 Total Lift yang dihasilkan dari perhitungan analitik	52
Tabel V. 6 Hasil <i>drag</i> dengan menggunakan software CFD.....	53
Tabel V. 7 Hasil <i>lift</i> dengan menggunakan software CFD.....	54

DAFTAR SIMBOL

e	– distance below the transom/keel where the propeller shaft pass, [m]
ε	– inclination of thrust line relative to keel line, [deg (if nothing else said)]
f	– distance between T and centre of gravity (CG) measured normal to T, [m]
g	– acceleration due to gravity, = 9.81 [m/s ²]
ν	– kinematic viscosity of fluid, [m ² /s]
m	– total mass of the boat, [kg]
ρ	– density of water, [kg/m ³]
V	– horizontal velocity of planing surface, [m/s]
T	– propeller thrust, [N]
M_{tot}	– total pitching moment, [Nm]
A_W	– wet area, [m ²]
a	– distance between D_f and CG measured normal to D_f , [m]
b	– beam of planing surface, [m]
β	– angle of deadrise of planing surface, [deg (if nothing else said)]
C_f	– speed coefficient
CL_β	– lift coefficient, deadrise surface
CL_0	– lift coefficient, zero deadrise
C_f	– frictional-drag coefficient
CP	– distance of centre of pressure measured along keel forward of transom
c	– distance between N and CG, measured normal to N, [m]
D_f	– frictional drag component along the bottom surface, [N]
D	– total horizontal hydrodynamic drag component, [N]
d	– vertical depth of trailing edge of boat, at keel, below level water surface, [m]
LCG	– longitudinal distance of CG from the transom measured along the keel, [m]
L_1	– difference between wetted keel and wetted chine lengths, [m]
L_2	– difference between keel and chine lengths wetted by level water surface, [m]
LC	– wetted chine length, [m]
L_k	– wetted keel length, [m]
L_p	– dist. from transom along keel to where normal force, N, acts, [m]
λ	– mean wetted length-beam ratio
N	– hydrodynamic force normal to the bottom, [m]
Re	– Reynolds number
τ	– trim angle of planing area, [deg (if nothing else said)]
V_m	– mean velocity over bottom planing surface, [m/s]
VCG	– distance of CG above the keel line, [m]

BAB I

PENDAHULUAN

I.1. Latar Belakang Masalah

Terwujudnya cita cita Indonesia sebagai poros maritime dunia harus diawali dengan didukungnya oleh teknologi yang memadai di dalam mengelola dan menjaga disetiap sector laut yang ada. Hal ini menjadi tanggung jawab baru untuk para naval architect untuk terus meneliti dan mengembangkan teknologi dibidang transportasi laut , guna menunjang cita cita Indonesia sebagai poros maritime dunia. Transportasi laut merupakan ujung tombak didalam membangun sumber daya maritime dimana transportasi laut terkhususnya kapal harus bisa mengakomodasi segala aktifitas yang berhubungan dengan laut. Oleh sebab itu dibutuhkan segala upaya untuk meningkatkan performa dari setiap jenis transportasi laut yang ada seperti kecepatan , kekuatan ,efisiensi bahan bakar dan lain lain.

Salah satu aktifitas laut Indonesia yang saat ini masih tertinggal jauh dari negara lain adalah pertahanan nasional. Dimana pada sektor pertahanan Indonesia yang memiliki wilayah laut yang sangat luas ini dibutuhkan teknologi transportasi yang mampu bergerak cepat dan mampu menjangkau setiap area laut yang ada. Pada kondisi saat ini Indonesia sudah memiliki beberapa kapal patrol cepat guna menjaga wilayah perairan yang ada namun masih memiliki kekurangan seperti pemakaian bahan bakar yang masih kurang efisien serta dinilai masih kurang cepat untuk mengejar kapal kapal asing yang berteknologi tinggi.

Melihat kondisi di atas, perlunya adanya kapal *Wing in Surface Effect* sebagai kapal patroli untuk meningkatkan kualitas pertahanan nasional Indonesia di wilayah laut. Dibandingkan pesawat , *Wing in Surface Effect* lebih ekonomis karena tenaga yang digunakan untuk kapal ini dapat terbang rendah hanya separuh dari tenaga pesawat saat terbang tinggi . Hal ini disebabkan karena ketika terbang rendah dekat dengan permukaan laut sayap mendapat efek permukaan berupa tekanan angin yang besar dari bawah sehingga hanya perlu tenaga untuk mendorong pesawat saja. Pada prinsipnya, *Wing in Surface Effect* memanfaatkan efek pemampatan udara permukaan yang terjadi pada saat kapal terbang rendah. Efek ini dipertahankan dengan menjaga kecepatan yang disesuaikan dengan bobot dan rancangan kapal.

Oleh sebab itu , diperlukan penelitian dan pengembangan dari desain kapal *Wing in Surface Effect* agar didapat rancangan yang optimal. Penelitian dan pengembangan dapat dilakukan dengan menganalisa aspect ratio dari sayap utama kapal serta analisa sudut cant pada winglet , dimana dari hasil analisa didapatkan rancangan yang memiliki gaya angkat yang besar namun tetap memiliki tahanan yang kecil. Dengan demikian , semakin banyaknya riset yang dilakukan terhadap kapal WiSE maka besar kemungkinan desain atau rancangan yang dibuat dapat diterapkan di kehidupan nyata untuk menghasilkan Indonesia yang kuat di sektor pertahanan nasional wilayah laut guna mewujudkan Indonesia sebagai poros maritime dunia .

I.2. Perumusan Masalah

Sehubungan dengan latar belakang, permasalahan yang akan dikaji dalam proposal tugas akhir ini adalah:

1. Bagaimana konfigurasi aspect ratio yang terbaik pada sayap kapal WISE terhadap perubahan nilai gaya angkat (*life force*) dan hambatan total (*total resistance*) yang terjadi?
2. Bagaimana pengaruh modifikasi sudut cant winglet pada sayap kapal WISE terhadap perubahan nilai gaya angkat (*life force*) dan hambatan total (*total resistance*) yang terjadi?

I.3. Tujuan

Sehubungan dengan latar belakang, tujuan dari tugas akhir ini adalah:

1. Mengetahui konfigurasi aspect ratio yang terbaik pada sayap kapal WISE terhadap perubahan nilai gaya angkat (*life force*) dan hambatan total (*total resistance*) yang terjadi.
2. Mengetahui pengaruh modifikasi sudut cant winglet pada sayap kapal WISE terhadap perubahan nilai gaya angkat (*life force*) dan hambatan total (*total resistance*) yang terjadi.

I.4. Batasan Masalah

Batasan masalah digunakan sebagai acuan dalam penulisan tugas akhir sehingga dapat sesuai dengan permasalahan serta tujuan yang diharapkan. Batasan permasalahan yang dibahas dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Pembuatan model kapal menggunakan software maxsurf modeler.
2. Pemilihan ukuran utama kapal dilakukan dengan metode point based design dengan acuan ukuran utama kapal Aron Flying Ship yaitu Aron M80.
3. Pengujian tahanan kapal menggunakan software CFD yaitu ANSYS CFX.
4. Pada simulasi CFD, kapal di asumsikan berada pada perairan tenang atau tidak bergelombang

I.5. Manfaat

Dari penulisan tugas akhir ini diharapkan dapat memberikan manfaat sebagai berikut:

- a) Secara akademis, diharapkan hasil Tugas Akhir ini mampu menunjang proses pembelajaran dibidang perkapalan serta dapat menambah wawasan pembaca di bidang teknologi kemaritiman.
- b) Secara praktek, diharapkan hasil dari Tugas Akhir ini bisa digunakan sebagai salah satu referensi didalam pengembangan kapal WiSE dengan tujuan peningkatan performa dan efisiensi kapal.

I.6. Hipotesis

Dalam penelitian ini diambil hipotesis sebagai berikut:

1. Hambatan yang dialami kapal WiSE dengan aspec ratio sedang lebih kecil dibanding dengan kapal WiSE dengan aspec ratio rendah.
2. Hambatan yang dialami kapal WiSE dengan sudut cant winglet 45° lebih kecil dibanding dengan sudut cant winglet 30° dan 60 °.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB II STUDI LITERATUR

II.1. Dasar Teori

Pada bab ini, akan dibahas mengenai landasan teori untuk memahami laporan penelitian yang telah dilakukan. Pada bab ini ada beberapa pokok bahasan yaitu pengenalan dasar ilmu perkapalan yaitu mengenai kapal tipe planing, kapal lambung tunggal dengan transverse step, dan dasar metode yang digunakan dalam simulasi yang dilakukan dalam penelitian ini.

II.1.1. Teori Hambatan Kapal

Hambatan kapal merupakan aspek yang perlu diperhatikan dalam merancang kapal, dimana bentuk lambung kapal diusahakan mempunyai hambatan kapal yang rendah saat kapal bergerak diatas air. Hambatan kapal dapat diartikan sebagai gaya yang bekerja berlawanan dengan arah gerak kapal. Hambatan kapal terjadi disebabkan karena terjadinya kontak langsung antara badan kapal dengan fluida yang dilewatinya .

1. Hambatan Viskos (*Viscous Resistance*)

Hambatan ini muncul dikarenakan adanya efek viskositas fluida. Hambatan viskos terdiri dari 2 komponen utama yaitu :

a) Hambatan gesekan (RF) merupakan hambatan kapal yang Ditimbulkan oleh media fluida berviskositas yang ikut terseret badan kapal, sehingga terjadi *frictional force*. Frictional force berakibat harus keluarnya energi yang terbuang percuma.

b) Hambatan tekanan (RP) merupakan Hambatan kapal yang timbul akibat Gerakan kapal atau benda pada fluida non-ideal (fluida yang berviskositas) akan menimbulkan gaya pressure forces.

2. Hambatan gelombang (RW) merupakan Hambatan kapal yang timbul akibat Bergeraknya kapal. Dapat terjadi meskipun fluidanya ideal (*non viscous*), Gaya yang terlibat adalah potential force.

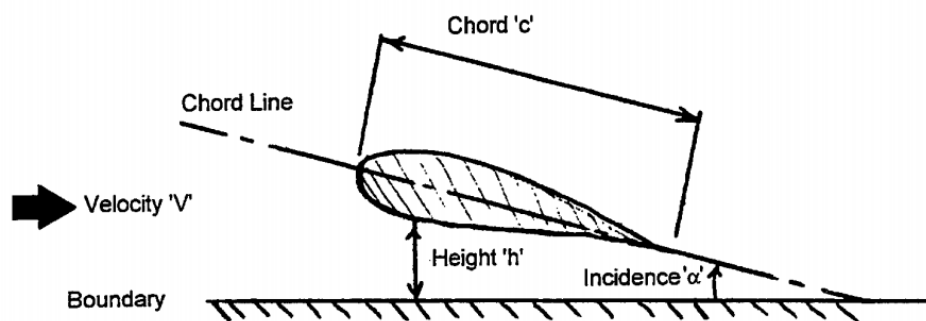
3. Hambatan udara (RA) merupakan Hambatan kapal yang timbul akibat bangunan atas kapal (superstructure) yang tinggi dengan bentuk tidak *streamline*.

4. Hambatan Apendix (RAPP) merupakan Hambatan kapal yang timbul akibat adanya appendages pada lambung kapal di bawah garis air antara lain lunas sayap (*bilge keels*), penumpu poros *propeller*, lubang *Bow Thruster*.

II.1.2. Fenomena Ground Effect / Wing in Surface Effect

Pada prinsipnya WiSE memanfaatkan efek pemampatan udara permukaan yang terjadi pada objek benda yang terbang rendah. Efek ini dipertahankan dengan memilih kecepatan yang tepat dan rekayasa bentuk benda yang sedemikian aerodinamis sehingga benda tersebut dapat tetap melayang di atas permukaan air karena pengaruh gaya efek permukaan air. Gaya angkat pada sayap terjadi akibat adanya perbedaan tekanan dipermukaan atas dan permukaan bawah sayap akibat gerak relatif udara terhadap sayap (Abbot., Doenhoff, 1959).

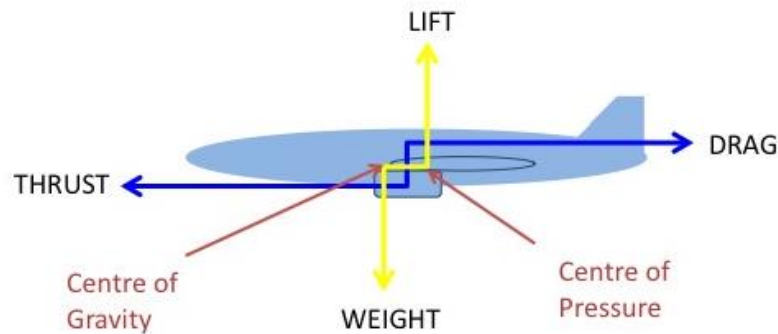
Pada fenomena "*ground effect*", bantalan udara dinamik yang timbul ketika kapal terbang sangat rendah di atas permukaan dapat meningkatkan rasio daya angkat dan daya hambat (lift to drag ratio). Hal ini mengakibatkan terjadinya efisiensi bahan bakar yang lebih baik daripada pesawat konvensional. Keseluruhan efek yang terjadi, dapat menaikkan rasio gaya angkat / gaya hambat (L/D), sehingga ketika WiSE terbang lebih dekat dengan permukaan, maka gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap akan bertambah dengan gaya hambat yang berkurang. Oleh karena itu, terbang dalam *ground effect*, menghasilkan sebuah gaya angkat besar yang menimbulkan penurunan hambatan dengan efisiensi laju yang tinggi.



Gambar II. 1 Wing in Ground Effect (Halloran, Michael and O'Meara, Sean, 1997)

II.1.3. Teori Aerodinamika

Karakteristik aerodinamika sebuah pesawat terbang dapat diukur performanya berdasarkan nilai *lift* dan *drag* yang dihasilkan. *Lift* dan *drag* yang dihasilkan oleh sebuah pesawat terbang tergantung pada performa sayap dan atribut pendukungnya. Saat pesawat terbang bergerak maka menghasilkan resultan gaya yang saling berlawanan arah yaitu nilai *lift* yang berlawanan dengan gaya berat dan nilai *drag* yang berlawanan dengan *thrust*.



Gambar II. 2 Resultan gaya yang bekerja pada pesawat terbang

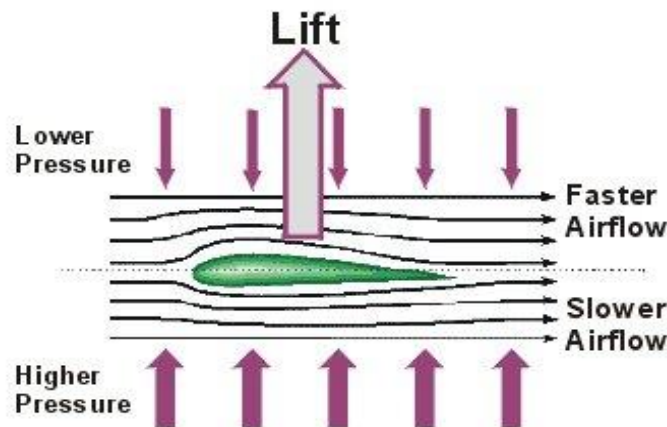
(<https://www.skybrary.aero>)

Drag merupakan gaya yang berlawanan dengan arah gerak benda. Besar gaya ini berbanding lurus dengan nilai kecepatan benda. *Drag* pada pesawat terbang terbagi menjadi dua kategori yaitu *friction drag* dan *induction drag*. *Friction drag* merupakan gaya yang ditimbulkan akibat gesekan udara terhadap permukaan pesawat terbang. *Induction drag* akibat dari konsekuensi gaya angkat yang dihasilkan oleh *aerofoil* (misalnya sayap atau tailplane) melalui aliran udara. Udara yang mengalir di atas sayap cenderung mengalir ke dalam karena penurunan tekanan di atas permukaan atas kurang dari tekanan di luar ujung sayap. Di bawah sayap, udara mengalir keluar karena tekanan di bawah sayap lebih besar daripada di luar ujung sayap. Hal ini mengakibatkan terjadinya aliran udara yang terus-menerus ke atas di sekitar ujung sayap, fenomena tersebut dikenal dengan istilah *tip effect* atau *end effect*.

Lift dapat didefinisikan sebagai resultan gaya yang vektor arahnya tegak lurus dengan kecepatan benda. *Lift* terjadi diakibatkan oleh perbedaan tekanan yang dihasilkan akibat perbedaan kecepatan yang dihasilkan pada bagian atas dan bawah airfoil. Beberapa faktor yang menentukan besar lift adalah sebagai berikut :

a. *Air speed and density*

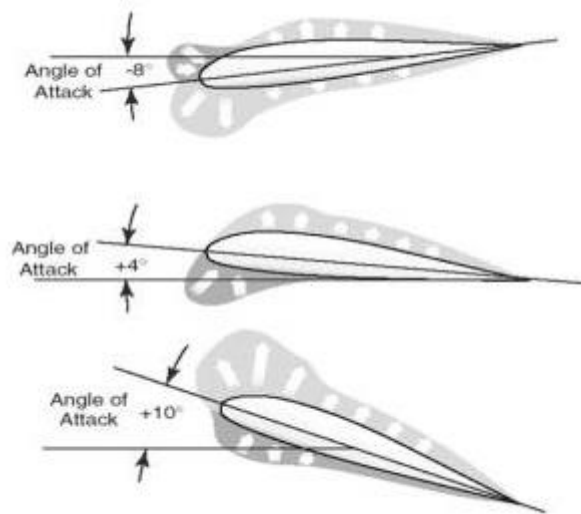
Kecepatan udara dan massa jenis benda ini sangat berpengaruh dalam karakteristik aerodinamika. Dimana perbedaan kecepatan yang terjadi antara bagian atas benda dan bawah benda dikarenakan bentuk *airfoil* sehingga akan terjadi perbedaan tekanan, perbedaan tekanan inilah yang akan menghasilkan *lift*. Dan untuk massa jenis atau *density* juga berpengaruh dalam besarnya *lift* dimana besarnya berbanding lurus dengan nilai *density*, itulah kenapa *lift* yang dihasilkan dengan massa jenis air lebih besar dibandingkan massa jenis udara.



Gambar II. 3 perbedaan tekanan pada *aerofoil* (<https://veeone120184.wordpress.com>)

b. *Angle of attack*

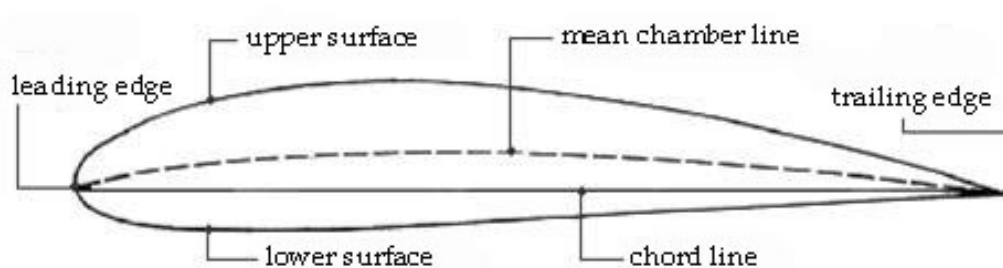
Angle of attack atau sudut serang merupakan sudut masuk aliran fluida terhadap ujung depan aerofoil atau *leading edge* yang dapat mempengaruhi nilai aerodinamika berupa besar *drag* dan *lift* yang dihasilkan. Sudut ini dapat menentukan gaya yang dihasilkan berupa gaya angkat atau daya kebawah atau *downforce*. Sehingga setiap sudutnya akan dihitung agar nantinya dapat memaksimalkan gaya yang akan dihasilkan. Kesalahan pada penentuan sudut serang dapat membuat pesawat gagal terbang dikarenakan menghasilkan gaya yang berlawanan dari yang diinginkan.



Gambar II. 4 Distribusi tekanan untuk berbagai sudut serang yang berbeda
(<https://panggi15.wordpress.com>)

c. Airfoil

Airfoil merupakan sebuah bentuk yang biasa digunakan sebagai bentuk penampang dari sayap pesawat yang mana akan menghasilkan gaya aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara. Bentuk ini dikembangkan oleh beberapa penelitian terkait aerodinamika, sehingga melahirkan berbagai macam variasi series *aerofoil* yang memiliki berbagai macam karakteristik berbeda beda. Bentuk ini sangat berpengaruh besar dalam pemanfaatan aerodinamika maupun hidrodinamika. Pemilihan bentuk aerofoil yang tepat akan menghasilkan tekanan yang sesuai agar benda yang kita inginkan dapat terbang atau mendapatkan *lift* yang cukup.



Gambar II. 5 Bagian bagian dari bentuk aerofoil

II.1.4. Savitsky Planing Method

Savitsky method merupakan metode untuk menghitung kapal cepat yang termasuk di dalam kategori *planing hull*. Kapal planing merupakan salah satu jenis kapal yang mempunyai tingkat efisiensi yang baik sebagai kapal cepat. Kapal ini bergantung pada kecepatan yang mengangkat sebagian lambungnya keluar dari air (*hydrodynamic support*). Dengan kecilnya badan kapal yang bersentuhan dengan air maka kecil juga jumlah tahanan air yang ditanggung. Bentuk badan kapal dirancang mengikuti hukum hidrodinamika (Savitsky, 1964), setiap benda yang bergerak yang dapat menciptakan aliran non-simetris menimbulkan gaya angkat yang tegak lurus dengan arah gerak. Seperti sayap pesawat terbang yang bergerak di udara akan memberi gaya angkat.

Pengukuran yang umum digunakan untuk mengetahui karakteristik hambatan dan bentuk gelombang pada kapal planing adalah *dimensionless Froude Number*, yang berhubungan dengan gaya inersia dan gaya eksternal (Frisk, Taguehall, 2015). Rumus untuk mendapatkan nilai *Froude number based on length of waterline* adalah sebagai berikut.

$$X = \frac{v}{\sqrt{g \cdot Lwl}} \dots\dots\dots (II.1)$$

Dimana

Lwl = panjang garis air ketika kapal kondisi statis

V = kecepatan kapal

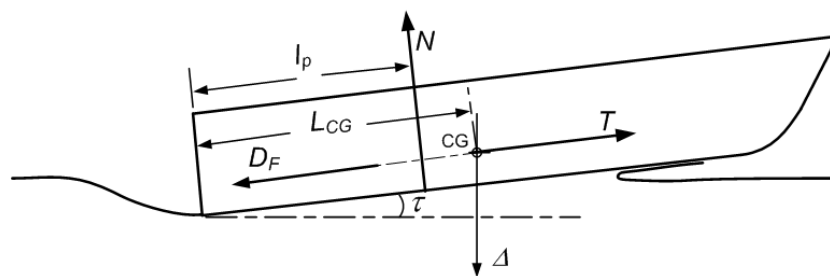
g = gravitasi

Tabel II. 1 kategori kapal berdasarkan nilai Fn

Mode	$F_n = \frac{V}{\sqrt{gL}}$	$\frac{V}{\sqrt{L}}$	$F_{nV} = \frac{V}{\sqrt{gV^{1/3}}}$	$C_v = \frac{V}{\sqrt{gB_T}}$	$\frac{Wave Length}{Ship length}$
Displacement	0.40	1.35	< 0.75	< 0.50	$\lambda/L = 1$
Semi-Planing	0.56	1.90	0.75 - 2.25	0.50 - 1.50	$\lambda/L = 2$
Fully-Planing	0.80	2.70	> 2.25	> 1.50	$\lambda/L = 4$

Bentuk *planing hull* dikonfigurasi untuk mengembangkan tekanan dinamis positif sehingga saratnya menurun dengan meningkatnya kecepatan. Gaya angkat dinamis mengurangi permukaan yang basah dan begitu pula tahananannya. Pada keadaan diam atau pada kecepatan rendah, kapal planing berada pada fase displacement, gaya angkat kapal sepenuhnya dihasilkan dari *hydrostatic force* yaitu gaya angkat yang dihasilkan dari

volume kapal yang tercelup air. Seiring bertambahnya kecepatan pada *velocity coefficient*, muncul bukti pengaruh efek hidrodinamis pada bentuk gelombang, transom kapal yang tidak terkena air, trim, dan parameter lainnya. Pada koefisien kecepatan kapal antara 0,5-1,5 efek hidrodinamis menghasilkan gaya angkat positif yang berpengaruh pada *transverse motion* pada kapal. Pada kecepatan tinggi yaitu pada *velocity coefficient* diatas 1,5 gaya angkat yang dihasilkan oleh efek hidrodinamis menjadi gaya angkat yang lebih kontribusinya lebih besar dibandingkan gaya angkat hidrostatis kapal (Çizmek, Degüli, 2012).



Gambar II. 6 gaya yang bekerja pada kapal planing

Kapal planing memiliki dua komponen gaya yang bekerja yaitu *hydrostatic force* dan *hydrodynamic force* sehingga metode untuk memprediksi hambatan kapal planing berbeda dari metode untuk memprediksi hambatan kapal displamen. Hambatan hidrodinamis total pada kapal planing terdiri dari hambatan akibat tekanan normal pada dasar kapal dan hambatan viskos tangensial pada dasar kapal di bagian *pressure area* maupun pada *spray area* (Savitsky, Brown, 1976).

Pada kecepatan yang sangat rendah atau pada saat keadaan diam, gaya angkat yang mendominasi adalah gaya hidrostatis, namun seiring bertambahnya kecepatan efek gaya angkat hidrodinamis mulai timbul. Pada kecepatan yang sangat tinggi, gaya hidrodinamis menjadi gaya yang dominan dalam memberikan gaya angkat pada kapal planing. Rumus empiris untuk mendapatkan nilai gaya angkat hidrodinamis kapal menggunakan metode savitsky adalah sebagai berikut:

- koefisien lift dengan sudut *deadrise* 0° ,

$$C_{L0} = \tau^{1.1} \left[0.0120\lambda^{1/2} + 0.0055 \frac{\lambda^{2.5}}{C_v^2} \right] \dots\dots\dots (II.2)$$

- koefisien lift dengan sudut *deadrise*,

$$C_{L\beta} = C_{L0} - 0.0065\beta C_{L0}^{0.6} \dots\dots\dots (II.3)$$

dimana

λ = Mean Wetted Length-Beam Ratio

τ = Sudut Trim

$CL\beta$ = koefisien gaya angkat pada kapal dengan sudut *deadrise*

β = sudut *deadrise*

$CL0$ = koefisien gaya angkat pada kapal dengan sudut *deadrise* 0°

Lalu untuk menentukan titik pusat gaya angkat atau *center of pressure* yang diterima kapal saat dalam fase *planing* maka dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut

$$C_p = 0.75 - \frac{1}{5.21\left(\frac{C_V}{\lambda}\right)^2 + 2.39} = \frac{l_p}{\lambda b} \dots\dots\dots (II.4)$$

II.1.5. Half Experiment Method (Tang et al, 2007)

Merupakan teori yang lahir dari hasil penelitian yang dilakukan oleh Duong Ngoc Hai dkk dari Institute of Mechanics, Vietnamese Academy of Science and Technology. Hasil penelitian ini dituliskan pada paper dengan judul “Research On Aerodynamics Of a Wing-In-Surface-Effect Ship By Theory And Experiment”. Dari penelitian tersebut didapatkan rumus empiris untuk menghitung koefisien lift dan koefisien drag saat kapal telah mengalami *ground effect* sebagai berikut:

$$\frac{C_y}{C_{y\infty}} x = 1 + \sigma - \frac{\sigma \lambda \cos x_{0.5}}{2 \cos x_{0.5} + \sqrt{\lambda^2 + (2 \cos x_{0.5})^2}} - \frac{\beta}{\frac{4\pi h}{b_{cp}}} \left(C_{y\infty} - \frac{C_y^\alpha}{\frac{16h}{b_{cp}}} \right) \dots\dots\dots (II.4)$$

$$\beta = \sqrt{1 + \left(\frac{2h_\phi}{l}\right)^2} - \frac{2h_\phi}{l} \dots\dots\dots (II.5)$$

$$\sigma = \exp \left[-2.48 \left(\frac{2h_\phi}{l} \right)^{0.768} \right] \dots\dots\dots (II.6)$$

$$2h_\phi = h + h_{\phi k} \dots\dots\dots (II.7)$$

$$C_{x\infty} = C_{x0} + C_{xi\infty} \dots\dots\dots (II.8)$$

$$C_{xi\infty} = \frac{1+\delta}{\pi \lambda} C_{y\infty}^2 \dots\dots\dots (II.9)$$

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} \dots\dots\dots (II.10)$$

$$C_{xi} = \frac{1-\sigma}{1 - \frac{\beta C_y}{\frac{4\pi h}{b_{cp}}}} C_{xi\infty} \dots\dots\dots (II.11)$$

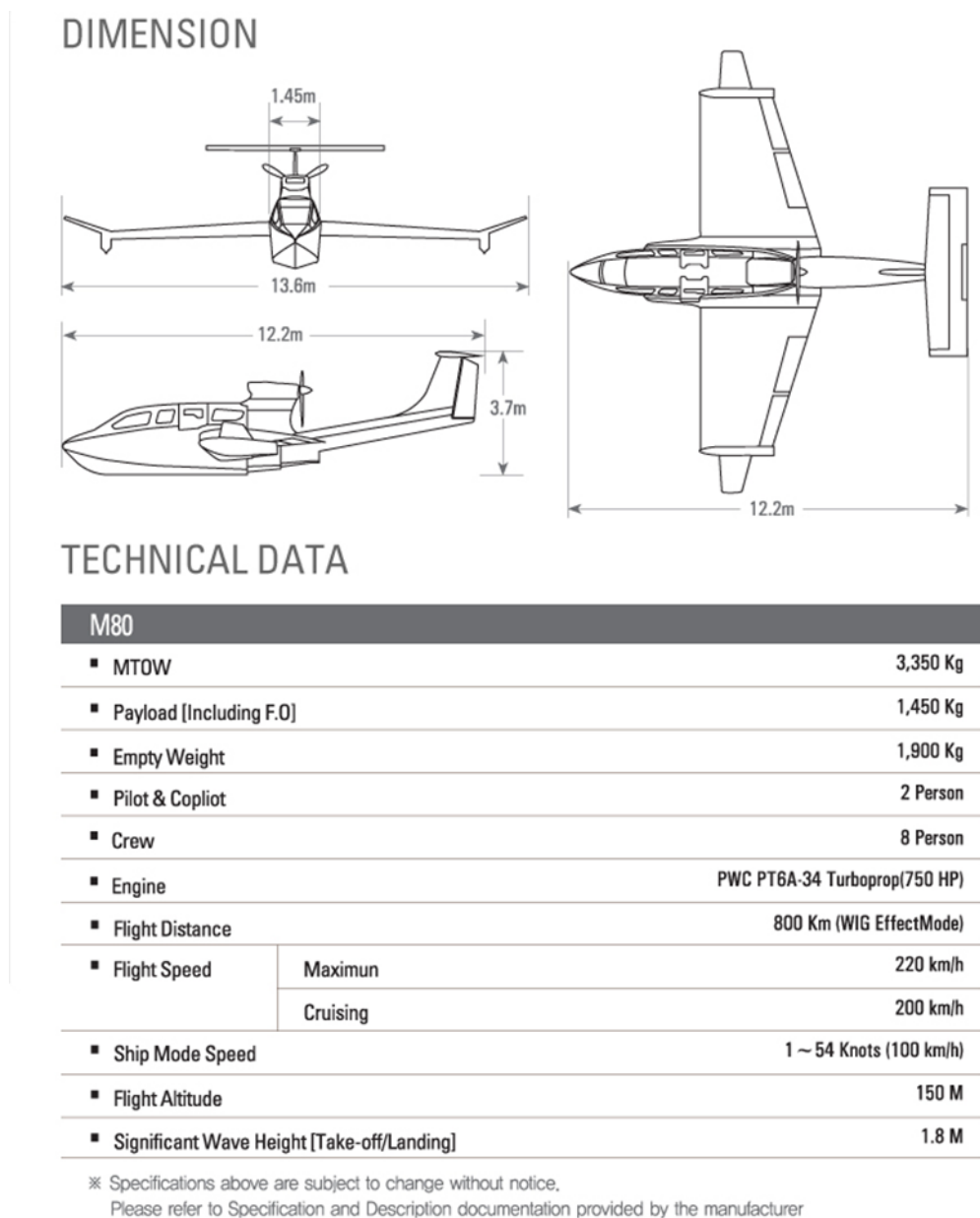
dimana

h	=	Jarak dari titik pusat aerodinamik ke permukaan tanah/laut
$h\phi_k$	=	Jarak dari belakang sudut pesawat ke permukaan tanah/laut
S	=	Luas area sayap
l	=	Span / Lebar bentangan sayap
c_y	=	Koefisien <i>lift</i> dengan adanya <i>ground effect</i>
c_x	=	Koefisien <i>drag</i> dengan adanya <i>ground effect</i>
$c_{y\infty}$	=	Koefisien <i>lift</i> tanpa adanya <i>ground effect</i>
$c_{x\infty}$	=	Koefisien <i>drag</i> tanpa adanya <i>ground effect</i>
$X_{0.5}$	=	sudut serang pada posisi 0.5 dari tengah <i>chord aerofoil</i>
AR	=	<i>Aspect ratio</i> dari sayap
c_{xo}	=	Koefisien bentuk dan <i>drag</i> dari gesekan permukaan
c_{xi}	=	Koefisien <i>Induced drag</i>
α	=	Sudut serang pesawat

II.2. Tinjauan Pustaka

II.2.1. Data kapal Aron M80

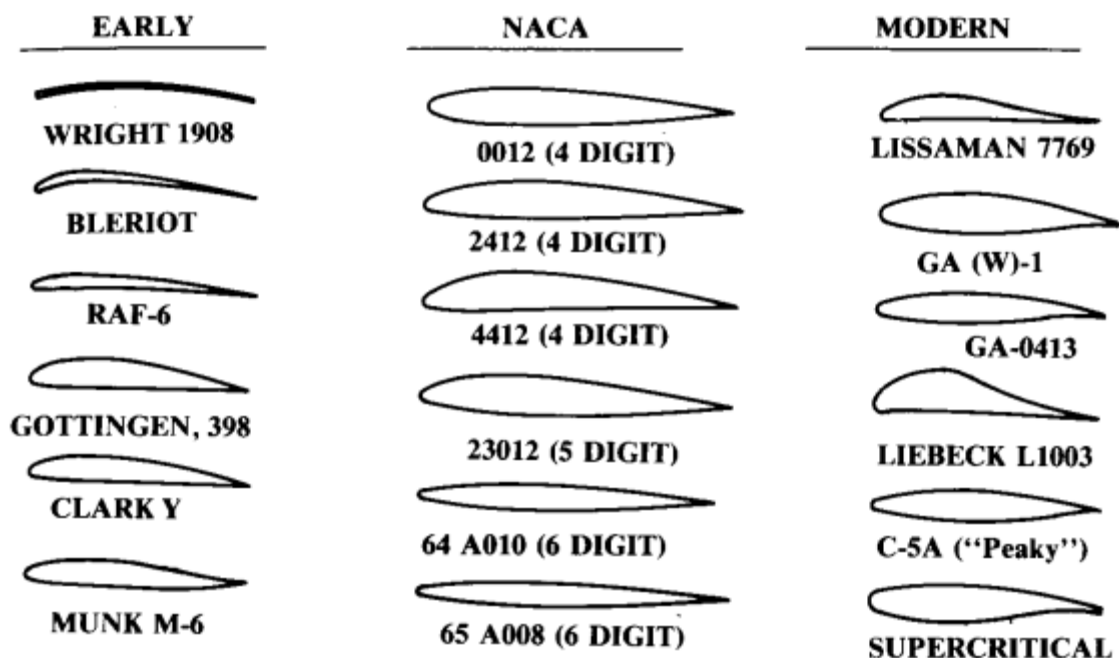
Aron M80 merupakan desain kapal WiSE buatan korea. Data kapal ini akan digunakan sebagai acuan atau data kapal pembanding untuk pembuatan model yang akan di analisa terkait konfigurasi *aspect ratio* dan variasi sudut cant winglet menggunakan software CFD . Data kapal Aron M80 sebagai berikut :



Gambar II. 7 Ukuran Utama Kapal Aron M80

II.2.2. NACA Series

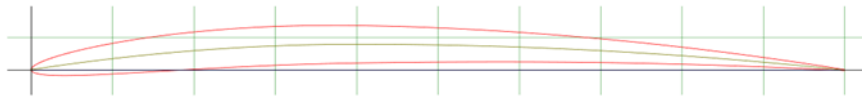
Geometri airfoil memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa CL, dan kemudian akan terkait dengan *lift* (gaya angkat yang dihasilkan) (Mulyadi, 2010). NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) merupakan standar dalam perancangan suatu airfoil. Perancangan airfoil pada dasarnya bersifat khusus dan dibuat menurut selera serta sesuai dengan kebutuhan dari pesawat yang akan dibuat. Akan tetapi NACA menggunakan bentuk *airfoil* yang disusun secara sistematis dan rasional. NACA mengidentifikasi bentuk *airfoil* dengan menggunakan sistem angka kunci seperti seri “ satu “, seri “ enam “, seri “ empat angka “, dan seri “ lima angka “.



Gambar II. 8 Tipe tipe *airfoil*

Pada *airfoil* NACA seri empat , Angka pertama adalah maksimum camber dalam perseratus *chord*. Angka kedua adalah posisi maksimum camber pada chord line dalam sepersepuluh chord dari leading edge. Dua angka terakhir dalam maksimum *thickness* dalam perseratus *chord*. Misalnya untuk *airfoil* dengan NACA 4406 (seri empat angka) memiliki camber maksimum 4% terletak di 0.4c dari leading edge, dan maximum *thickness* atau tebal maksimum 6% atau 0.06c. Dalam praktek, umumnya angka-angka ini dinyatakan dalam persen tali busur, yaitu : camber 4% di 40% c dengan tebal 6%.

NACA 4 digit airfoil generator (NACA 4406 AIRFOIL)



Gambar II. 9 Airfoil NACA Series 4406

II.2.3. Desain WIG Craft Alexander Lippichs

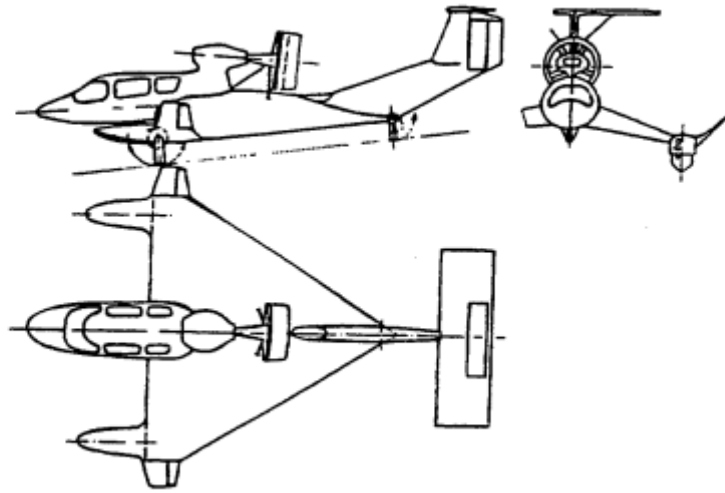
Alexander Lippichs mengembangkan salah satu dari *Wing in Ground Craft* dengan nama prototipe X-112 pada tahun 1963. Bentuk *planform* sayap dari kapal *Wing in Ground Craft* yang dikembangkan menggunakan tipe *reverse delta wing* aspek ratio rendah. Konfigurasi tipe ini di patenkan dengan nama *Lippichs planform*. Desain *reversed delta wing Lippich planform* di laporkan pada pergerakan rendah dekat permukaan mempunyai nilai *lift to drag* ratio yang tinggi.



Gambar II. 10 Prototipe WIG Craft Alexander Lippichs

Desain paten *planform* Alexander Lippich telah dibeli oleh perusahaan german *RFB company* yang telah mendesain beberapa *Wing in ground craft* yang mengacu pada *planfrom* Alexander Lippichs. *Wing in Ground craft* yang telah di teruji digunakan untuk keperluan militer dan akan dikembangkan untuk kepentingan pariwisata. Desain *planfrom* Alexander

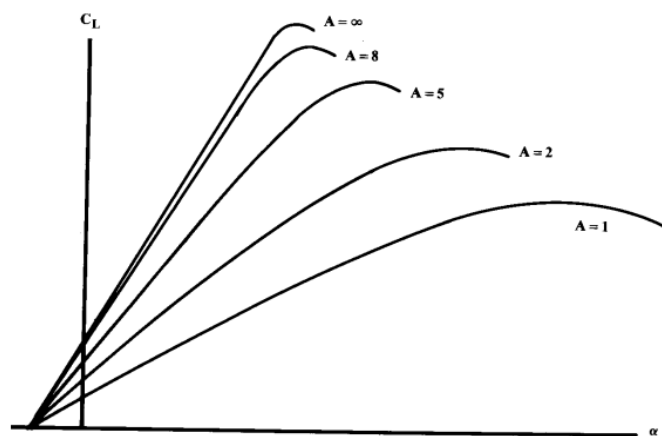
Lippichs tidak dirancang untuk kapal ber displacement besar seperti Russian Ekranoplans (Halloran, Michael, 1999).



Gambar II. 11 Alexander Lippichs Desain planform
(Wing in Ground Effect Craft Review, 1999)

II.2.4. Aspect Ratio

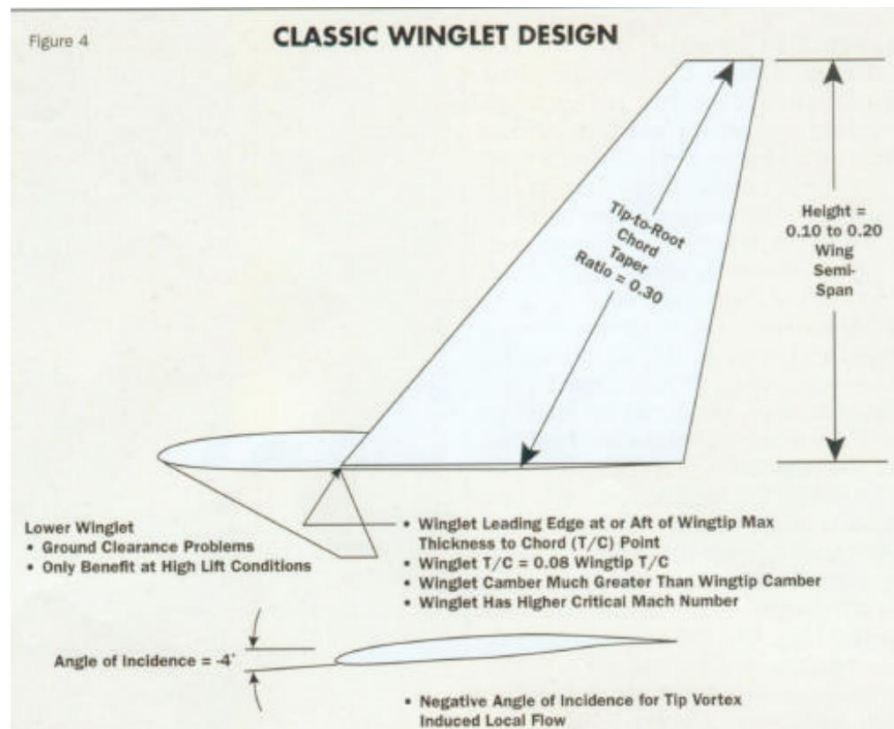
Penelitian terkait aspek ratio pada pesawat pertama kali dilakukan oleh wright bersaudara dengan wind tunnel. Wright bersaudara menemukan bahwa drag yang dihasilkan oleh sayap yang memiliki span yang panjang (*high aspect ratio*) lebih kecil dibandingkan dengan sayap yang memiliki span yang pendek (*low aspect ratio*). Di area planform bentuk sayap persegi yang paling sederhana, aspek rasio didefinisikan sebagai span kuadrat di bagi luasan planform sayap pesawat.



Gambar II. 12 Grafik aspek ratio terhadap koefisien lift

II.2.5. Winglet

NASA Richard T. Whitcomb menemukan ekstensi *wingtip vertikal* pada awal tahun 1970-an sebagai sarana yang memungkinkan peningkatan nilai *lift to drag* pesawat. Pada tahun 1976, penelitian Whitcomb menunjukkan bahwa *winglet* mengurangi *induced drag* hingga 20%, menghasilkan sekitar 9% *lift to drag* yang lebih baik di 0,78 *mach* untuk konfigurasi sayap tertentu. Whitcomb menyimpulkan bahwa *winglet* menghasilkan dua kali manfaat dari ekstensi *wingtip* dengan luas area yang setara.



Gambar II. 13 Desain *winglet* klasik

Aviation Partners Inc. yang berbasis di Seattle telah mengembangkan *winglet* untuk Gulfstream II yang dapat meningkatkan daya jelajah hingga 7. API memberikan klaim bahwa *winglet* yang didesain dengan baik dapat meningkatkan wilayah jelajah dari banyak jenis pesawat, termasuk beberapa transportasi jet besar seperti Airbus 330 dan 340, yang sudah memiliki *winglet* kecil sebagai bagian dari desain sayap. *Winglet* bekerja karena secara efisien menghasilkan gaya sisi aerodinamis yang mengalihkan aliran udara dari ujung pusaran yang dihasilkan diujung bentangan sayap. (George, Fred).

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB III METODOLOGI

III.1. Metode

Proses penelitian dan penyelesaian tugas akhir ini telah terstruktur seperti ditampilkan pada Gambar III.1 Diagram Alir Metodologi Penelitian. Penggunaan diagram alir bertujuan untuk mempermudah tentang pemahaman terkait proses pengerjaan dan penelitian.

III.1.1. Studi Literatur dan Pengumpulan Data

Tahap pertama dari pengerjaan Tugas Akhir ini adalah studi literatur yang bertujuan untuk mengumpulkan dasar dasar teori yang diperlukan sebagai landasan secara umum maupun khusus, serta memberikan informasi pendukung didalam pengerjaan Tugas Akhir. Studi literatur dilakukan dengan mengumpulkan materi dari berbagai sumber penelitian yang berkaitan dengan Tugas Akhir.

III.1.2. Proses Pembuatan Model

Pada penelitian tugas akhir ini dilakukan pengklasifikasian model uji dalam 3 bagian utama, yaitu desain lambung kapal WiSE, desain sayap kapal WiSE pada variasi *aspect ratio* dan desain *winglet* dengan variasi sudut *cant* yang telah ditentukan.

i. Desain Lambung

Metode desain yang digunakan adalah metode *Parent Design Approach*. dalam penelitian tugas akhir ini diambil data kapal pembanding dari kapal Aron M80 dengan spesifikasi sebagai berikut:

Main Dimension		
LOA		12,2 m
B		13,6 m
H		3,7 m
Displ		3,350 ton
Flight Speed	Maximum	220 km/h

	Cruising	200 km/h
Ship Mode Speed		100 km/h

ii. Desain Sayap Kapal WiSE

Sayap kapal WiSE akan dimodifikasi dengan menggunakan airfoil dengan tipe NACA 4406. Model sayap akan dibuat dengan dua variasi aspect ratio yaitu model A=*Low Aspect Ratio* dan model B=*High Aspect Ratio*.

iii. Desain Winglet Kapal WiSE

Desain winglet kapal WiSE akan dimodifikasi dengan tiga variasi sudut cant yaitu Model C ($\alpha=30^\circ$), Model D ($\alpha=45^\circ$) dan Model E ($\alpha=60^\circ$).

2.3.Simulasi CFD

Aplikasi CFD digunakan sebagai *solver* dan *simulator* dalam penelitian Tugas Akhir ini. Berikut tahapan yang digunakan dalam simulasi CFD:

a) *Pre-Processor*

Pada tahap ini digunakan software ANSYS CFX-aapre untuk menentukan kondisi batas yang meliputi inlet flow, outlet flow, interaksi dinding batas dengan fluida pengujian, kecepatan aliran fluida, temperatur dan kondisi kondisi lainnya yang berpengaruh didalam proses pengujian.

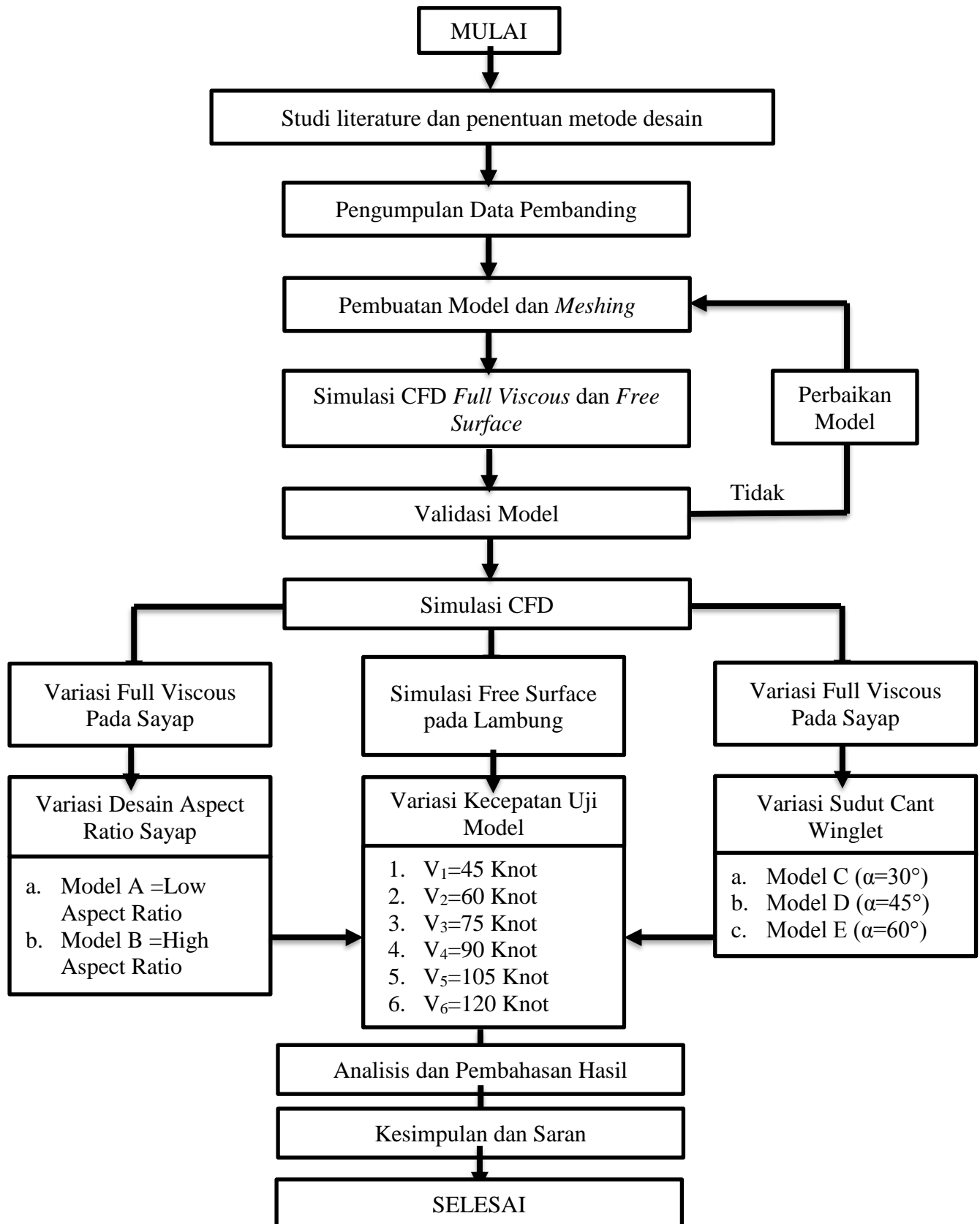
b) *Processor/Solver*

Merupakan tahap perhitungan yang dilakukan oleh aplikasi CFD. Pada proses solver ini ditentukan batas konvergensi dengan besaran tertentu untuk mencapai hasil yang diinginkan.

c) *Post-Processor*

Merupakan tahap akhir dilakukannya perhitungan oleh aplikasi CFD. Analisa dan visualisasi hasil akhir menggunakan software ANSYS CFX-POST. Aplikasi ini menampilkan hasil akhir berupa data, gambar dan animasi.

III.2. Bagan Alir



Gambar III. 1 Diagram Alir Metodologi Penelitian

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB IV

PEMBUATAN MODEL DAN SIMULASI CFD

IV.1. Pendahuluan

Pada bab ini akan dijelaskan terkait cara pembuatan model kapal *Wing in Surface Effect* beserta tahapan didalam menganalisa model menggunakan software CFD. Metode pembuatan beserta pengaturan pengaturan software CFD akan dijelaskan dalam bab ini.

IV.2. Pembuatan Model Uji

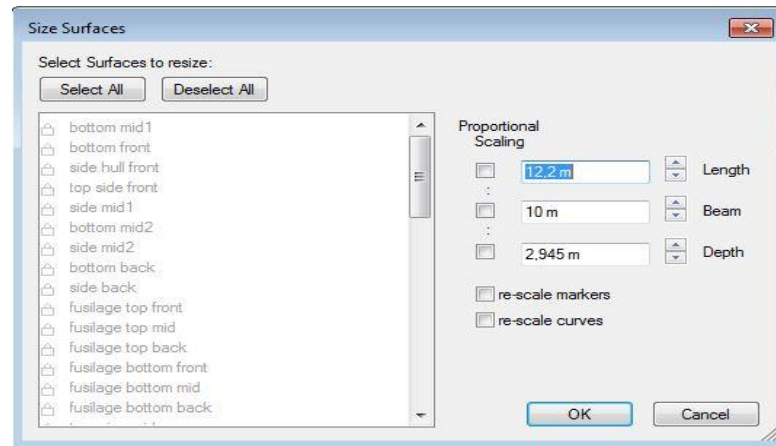
Seperti yang dijelaskan pada bab III, model kapal *Wing In Surface Effect* yang akan diuji coba terdiri dari 2 model dengan variasi *aspect ratio* pada sayap yaitu pada *aspect rasio* rendah ($Ar=1$) pada model A dan *aspect ratio* sedang ($Ar=3$) pada model B . Serta juga akan ditambahkan 3 variasi model tambahan dengan modifikasi *winglet* pada kapal *Wing in Surface Effect*, yaitu modifikasi pada sudut *cant winglet* sebesar ($\alpha=30^\circ$) pada model C, ($\alpha=45^\circ$) pada model D dan ($\alpha=60^\circ$) pada model E. Model lambung *Wing in Surface Effect* ini akan digunakan untuk analisa *free surface* pada saat kapal didalam mode *planing hull* dan analisa *full viscous* pada mode terbang. Proses pembuatan lambung kapal akan dijelaskan sebagai berikut:

IV.2.1. Desain Kapal

Pembuatan model lambung kapal *Wing in Surface Effect* dilakukan dengan metode *Parent Design Approach* dan *Iterative Design Approach* terhadap kapal pembanding. Penyesuaian karakteristik hidrostatik model lambung dilakukan menggunakan *software Maxsurf*. Ukuran utama model uji pada Tugas Akhir ini didapatkan dengan melakukan penyekalaan model berdasarkan metode *Iterative Design Approach* menggunakan *software Maxsurf*. Salah satu ukuran utama yang dimodifikasi adalah jenis foil yang digunakan pada sayap kapal *Wing ini Surface Effect* yaitu Naca 4406 beserta modifikasi ukuran span sayap kapal sehingga model baru menjadi lebih lebar.

Didalam proses penyekalaan model menggunakan *software Maxsurf* dilakukan dengan cara memilih menu *size surface*. Setelah jendela *size surface* terbuka, semua *surface* penyusun model harus dicentang. Untuk melakukan penyekalaan secara keseluruhan pada model kapal, maka kolom *proportional scaling* pada jendela *size surface* harus dicentang.

Dengan melakukan pencentangan pada kolom *length*, *beam* dan *depth*, proses penyekalaan dapat dilakukan dengan menggantikan ukuran model yang diinginkan pada salah satu kolom propotional scaling. Secara otomatis ukuran kapal akan berubah secara proposional dengan perbandingan yang sama dari panjang kapal, tinggi kapal dan lebar kapal. Setelah itu dilanjutkan dengan melakukan penyesuaian sarat sesuai dengan skala model yang digunakan.



Hydrostatics at DWL

	Measurement	Value	Units
1	Displacement	2,173	t
2	Volume (displaced)	2,120	m ³
3	Draft Amidships	0,350	m
4	Immersed depth	0,350	m
5	WL Length	7,733	m
6	Beam max extents o	1,474	m
7	Wetted Area	12,334	m ²
8	Max sect. area	0,425	m ²
9	Waterpl. Area	9,369	m ²
10	Prismatic coeff. (Cp)	0,645	
11	Block coeff. (Cb)	0,532	
12	Max Sect. area coeff	0,847	
13	Waterpl. area coeff.	0,822	
14	LCB length	-0,560	from z
15	LCF length	-0,593	from z
16	LCB %	-7,242	from z
17	LCF %	-7,668	from z
18	VCB	-0,124	m
19	KB	0,225	m
20	KG fluid	0,350	m
21	BMT	0,680	m
22	BML	17,103	m
23	GMt corrected	0,556	m
24	GML	16,979	m
25	KMt	0,905	m
26	KML	17,328	m
27	Immersion (TPc)	0,096	tonne/c
28	MTc	0,047	tonne.
29	RM at 1deg = GMT.Di	0,021	tonne.
30	Length:Beam ratio	5,248	
31	Beam:Draft ratio	4,215	
32	Length:Vol ^{0.333} rati	6,020	
33	Precision	Highest	215 sta

Density (water) 1,025 tonne/m³

Std. densities 1,025 tonne/m³ - Std. Metric sea water (1025.0 kg/m³)

VCG 0 m

Recalculate

Select Rows ...

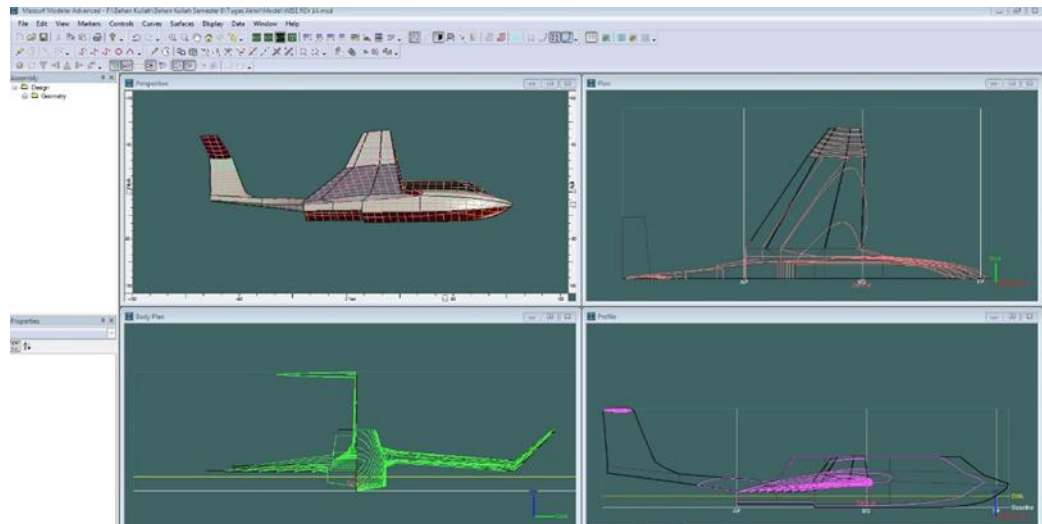
Gambar IV. 1 Proses menentukan ukuran utama kapal menggunakan maxsurf modeler advance V20

Gambar IV.1 menunjukkan tahapan menentukan ukuran modifikasi model kapal beserta mengetahui data hydrostatis dari model kapal yang akan digunakan untuk dianalisa. Data hydrostatis model memiliki nilai yang mendekati dengan model kapal pembanding. Ukuran utama yang diperoleh dari modifikasi desain dapat disajikan pada tabel IV.1 berikut ini.

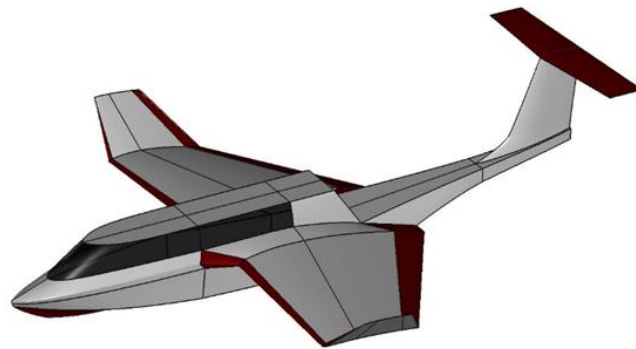
Tabel IV. 1 Ukuran utama kapal Wing in Surface Effect

<i>Main Dimension Model A</i>	
Loa (<i>Over all length</i>)	12,2 m
Lwl (<i>Waterline length</i>)	7,7 m
B (<i>Beam</i>)	10 m
H (<i>Height</i>)	2,95 m
T (<i>Draught</i>)	0,35 m
Disp	2,2 ton
Vs	30 m/s
<i>Main Dimension Model B</i>	
Loa (<i>Over all length</i>)	12,2 m
Lwl (<i>Waterline length</i>)	7,7 m
B (<i>Beam</i>)	13,5 m
H (<i>Height</i>)	2,95 m
T (<i>Draught</i>)	0,35 m
Disp	2,2 ton
Vs	30 m/s

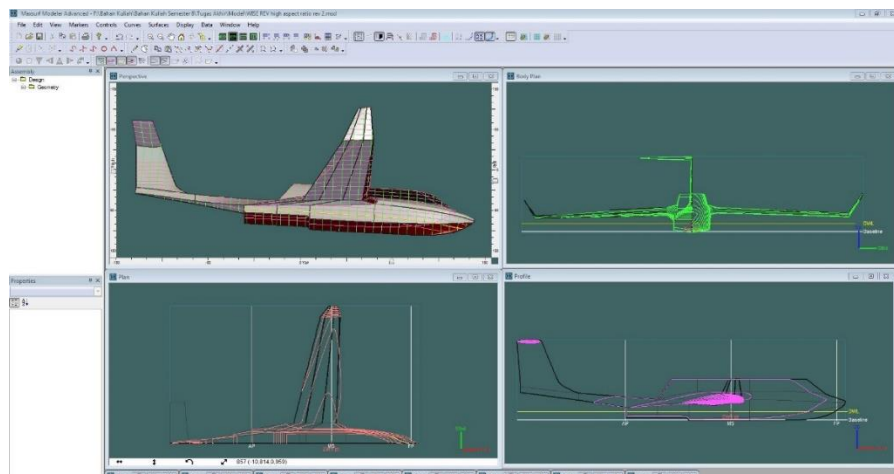
Tabel IV.1 menunjukan perbandingan ukuran utama antara model A dan model B kapal *Wing in Surface Effect*. Perbandingan kedua model terletak pada ukuran lebar kapal, dimana pada model B telah dilakukan modifikasi pada span sayap untuk meningkatkan nilai *Aspect Ratio* -nya. Bentuk Visualisasi model 3D dari kedua model akan ditampilkan pada gambar gambar berikut ini.



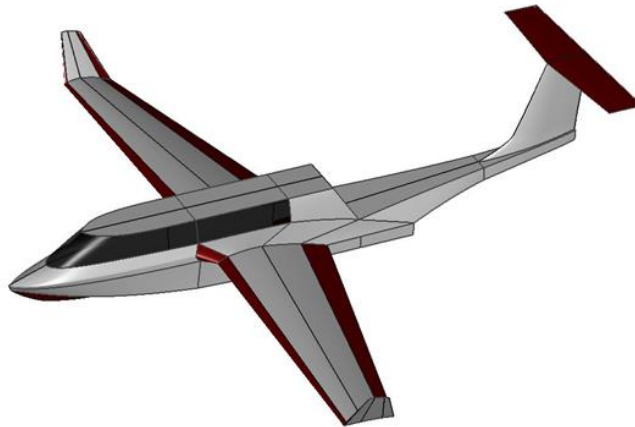
Gambar IV. 2 *linesplan* Wing in Surface Effect model A



Gambar IV. 3 Desain 3D kapal Wing in Surface Effect model A



Gambar IV. 4 *linesplan* kapal Wing in Surface Effect model B



Gambar IV. 5 model kapal Wing in Surface Effect model B

Gambar IV.3 dan Gambar IV.5 merupakan model lambung yang digunakan untuk Simulasi *Free Surface* dan *Full Viscous*. Setelah bentuk badan kapal selesai dimodelkan, tahap selanjutnya adalah mengekspor model uji dalam bentuk NURB surface dengan format (nama_file .igs). Proses pengeksportan model diperlukan untuk menyamakan format file dengan file yang mampu untuk dibaca oleh software CFX modeler, sehingga dapat dilakukan proses meshing dengan *software Ansys ICEM CFD*.

IV.2.2. Modifikasi Sayap dan Winglet

Pada tahap ini foil sayap kapal *Wing in Surface Effect* dimodifikasi menjadi *airfoil* NACA 4406. Dari pengujian yang telah dilakukan, *airfoil* NACA 4406 memiliki nilai CL_{max} yang paling besar jika dibandingkan keluarga NACA seri 4409, 4412, 4415, 4418 yang diuji pada kondisi $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2 \times 10^6$, intensitas turbulent sebesar 0.1% dengan rasio $h/C = 0.1$. Selain itu NACA 4406 juga memiliki *coefisient drag* yang paling kecil dibandingkan dengan *airfoil* seri lainya (Jung, dkk, 2012). Data yang digunakan dalam pemodelan sayap diambil dari data base NACA yang dapat dilihat pada Gambar IV.6 berikut ini.

TABLE I

Ordinates for Airfoil N.A.C.A 4406

(Dimension in per cent of chord)

Upper Surface		Lower Surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0.000	0.000	0.000	0.000
1.070	1.176	1.430	-0.684
2.259	1.789	2.741	-0.801
4.694	2.688	5.306	-0.814
7.136	3.432	7.837	-0.714
9.653	4.066	10.347	-0.566
14.668	5.090	15.332	-0.214
19.715	5.855	20.285	0.145
29.850	6.747	30.150	0.753
40.000	6.901	40.000	1.099
50.059	6.536	49.941	1.243
60.101	5.836	59.899	1.276
70.122	4.828	69.878	1.172
80.116	3.528	79.884	0.916
90.080	1.942	89.920	0.502
96.049	1.041	94.951	0.235
100.000	0.062	99.920	-0.062

Gambar IV. 6 Koordinat *Airfoil* Naca seri 4406

(Sumber : Technical Notes National Advisory Committee For Aeronautics, 1931)

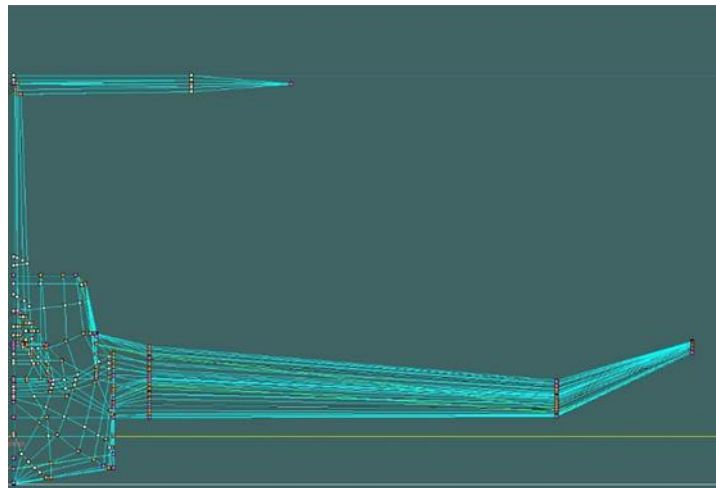
Dari proses pemodelan sayap berdasarkan *airfoil* NACA seri 4406 yang diambil dari Technical Notes National Advisory Committee for Aeronautics, didapatkan ukuran sayap yang disajikan dalam Tabel 3 berikut ini.

Gambar IV. 7 Dimensi sayap kapal Wing in Surface Effect

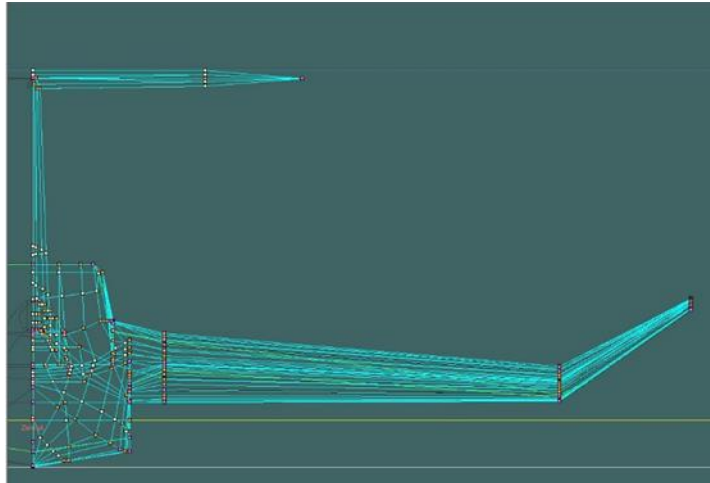
<i>Wing Dimension Model A</i>		
Wing Area	18	m ²
Wing Span	3	m
Chord length Root	4	m
Chord length Tip	2	m
Aspect Ratio	1	
Taper Ratio	2	
Angle of Attack	3°	
Air Foil Type	Naca 4406	

<i>Main Dimension Model B</i>		
Wing Area	18	m ²
Wing Span	5,2	m
Chord length Root	2,3	m
Chord length Tip	1,15	m
Aspect Ratio	3	
Taper Ratio	2	
Angle of Attack	3°	
Air Foil Type	Naca 4406	

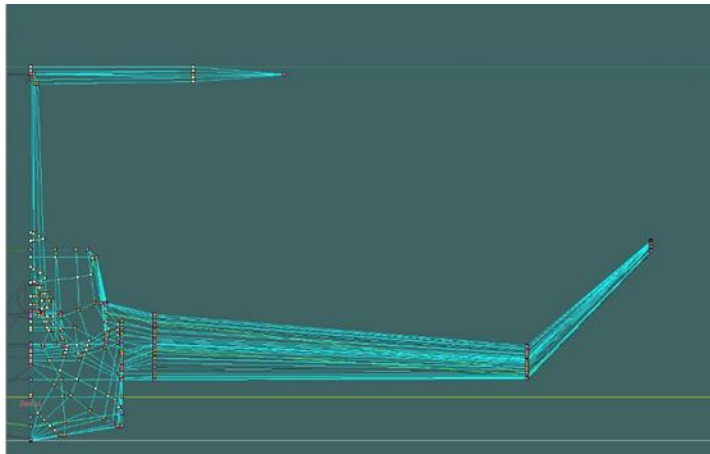
Pembuatan sayap model kapal *Wing in Surface Effect* akan divariasikan dengan *winglet*, dimana pengaturan variasi sudut *cant* pada *winglet* akan di atur menggunakan *maxsurf modeler advance V20*. Pengaturan desain *winglet* dapat diatur dengan cara menggeser koordinat pada *control point* seperti gambar IV.8, IV.9 dan IV.10.



Gambar IV. 8 Desain *Winglet* kapal *Wing in Surface Effect* pada sudut *cant* 30°



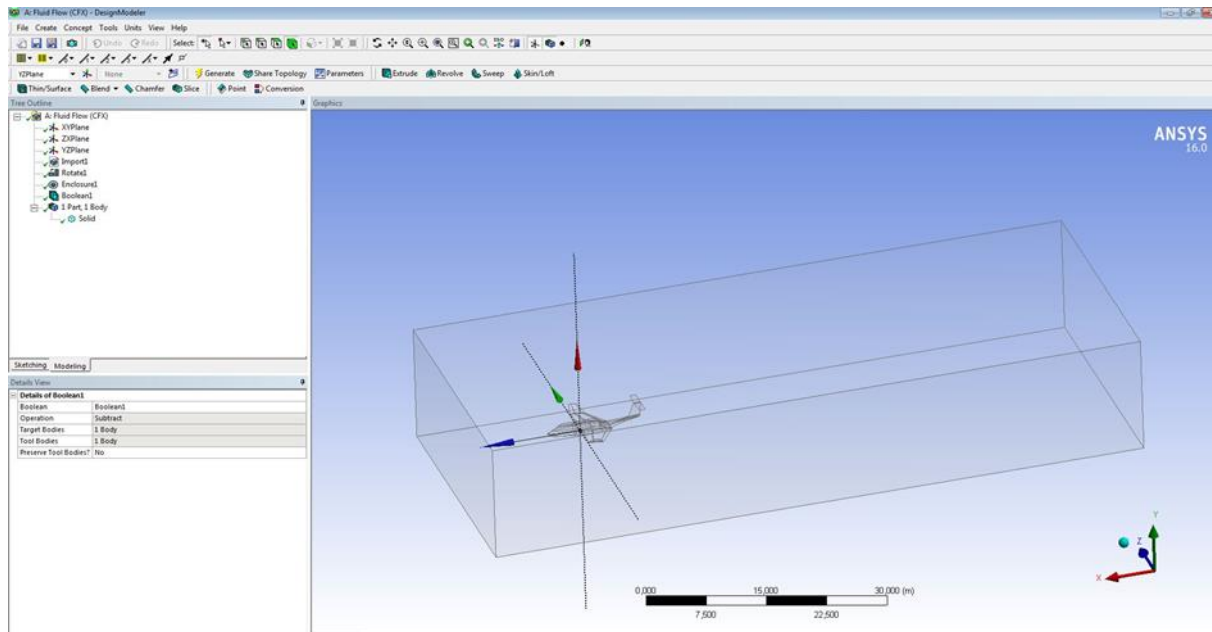
Gambar IV. 9 Desain Winglet kapal *Wing in Surface Effect* pada sudut *cant* 45°



Gambar IV. 10 Desain Winglet kapal *Wing in Surface Effect* pada sudut *cant* 60°

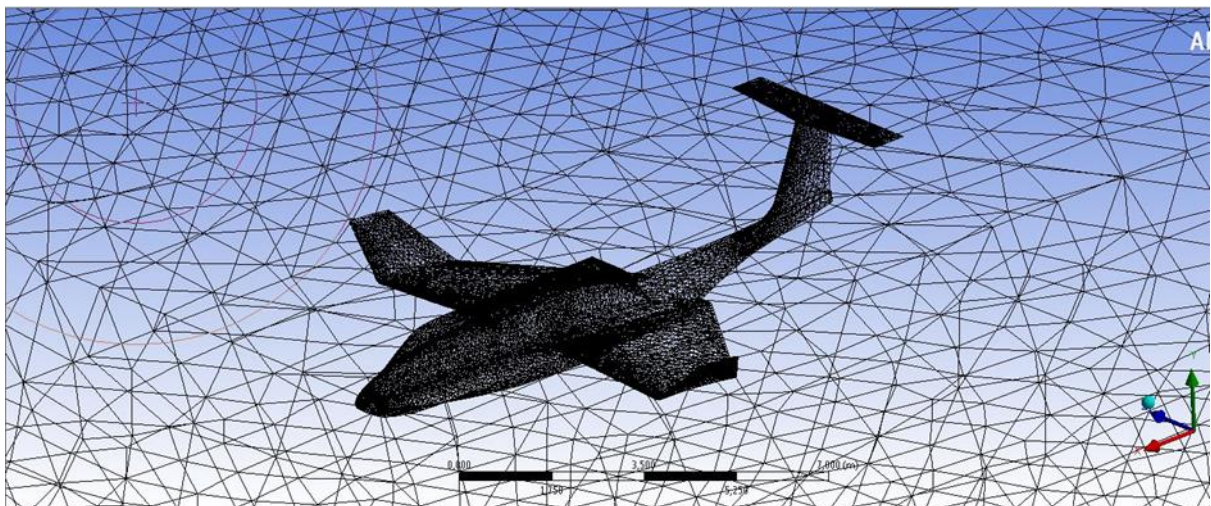
IV.2.3. Meshing

Setelah model 3D kapal *Wing in Surface Effect* dan sayap dibuat, tahap selanjutnya adalah proses meshing menggunakan *software Ansys ICEM CFD*. Caranya adalah dengan mengubah geometri model kapal menjadi elemen-elemen kecil (segitiga, *tetra/mixed*, *hexa-dominant*) yang disebut *cell*. Gabungan dari *cell-cell* tersebut membentuk satu kesatuan yang disebut *mesh* atau *grid* karena gabungan dari elemen-elemen tersebut membentuk seperti jala. Model yang dibuat di *maxsurf modeler* di-export ke bentuk *.Igs*, kemudian pada *software CFX Design Modeler*. Tahapan dalam melakukan proses *meshing* akan di jelaskan dengan gambar IV.11.



Gambar IV. 11 Pembuatan domain model dengan software CFX Design Modeler

Gambar 28 dilakukan pembuatan domain komputasi seperti yang telah dijelaskan pada bab sebelumnya yaitu terdiri dari: inlet, outlet, wall, opening, dan bottom. Domain-domain tersebut berbentuk persegi panjang yang diberi surface dan membentuk balok yang mengelilingi model kapal. Tahapan berikutnya dilanjutkan dengan proses meshing dengan menggunakan software Ansys ICEM CFD seperti gambar berikut.



Gambar IV. 12 Hasil meshing model dengan menggunakan software Ansys ICEM CFD

Gambar 4.7 merupakan hasil meshing model yang telah diubah menjadi element element kecil sebanyak 1,6 juta element. Pada proses ini meshing dilakukan untuk persiapan pengujian free surface dan full viscous.

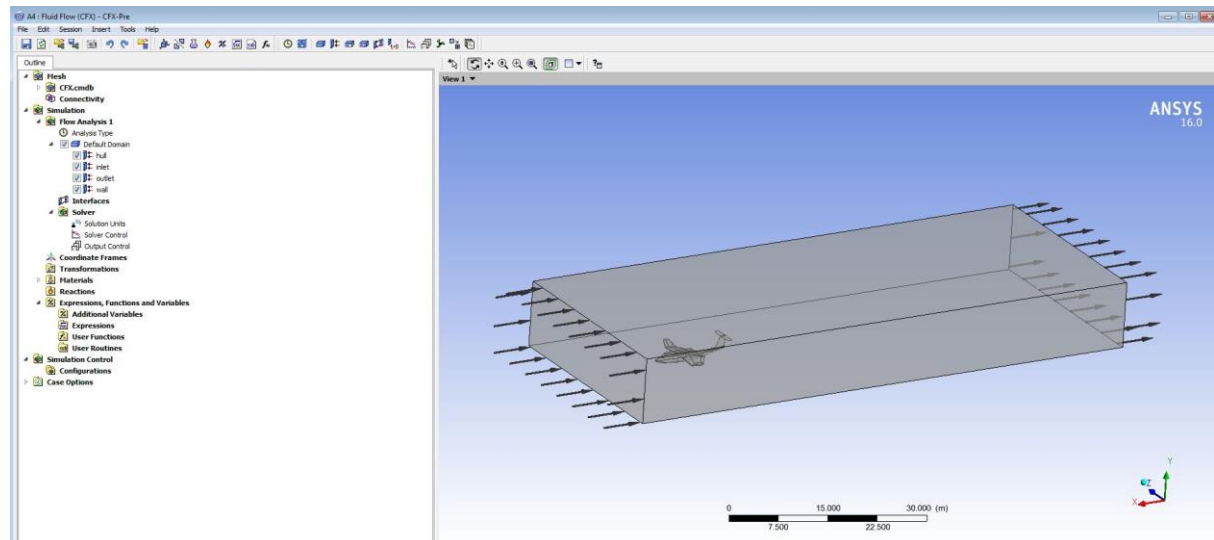
IV.3. Simulasi CFD

Simulasi CFD yang dilakukan dibagi menjadi dua, yaitu pengujian full viscous yang bertujuan untuk mendapatkan lift force dan drag force pada saat kapal dalam mode kecepatan terbang. Sedangkan simulasi free surface dilakukan untuk mengetahui hambatan total serta lift force akibat gaya hidrodinamik yang terjadi pada lambung kapal Wing in Surface Effect dalam mode planing hull. Tahap pengujian dengan aplikasi CFD dilakukan dengan tiga tahapan, yaitu tahap pre-processor, processor/solver, dan tahap post-processor.

IV.3.1. Tahap Pre-Processor

A. Simulasi *Full Viscous*

Simulasi *full viscous* yang dilakukan pada model kapal Wing in Surface Effect menggunakan pendekatan simulasi wind tunnel. Model uji dikondisikan berada pada posisi aktual benda pada kondisi sebenarnya terhadap permukaan air, dalam pengujian ini permukaan air disebut dengan ground.



Gambar IV. 13 Pendefinisian Batas pada Simulasi Kekentalan Murni

i. Kondisi *Domain*

Domain dapat didefinisikan sebagai tempat atau media dimana model uji bergerak. Dalam hal ini media yang bergerak melewati model adalah udara yang mempunyai *density* sebesar 1,185 kg/m³, dimana disesuaikan dengan keadaan tempat uji terowongan angin di laboratorium *wind tunnel*. Digunakan model aliran *turbulent k-epsilon* pada simulasi ini. *K-Epsilon* merupakan model dua dimensi yang cukup lengkap dengan dua persamaan yang memungkinkan kecepatan turbulen dan skala panjang ditentukan secara *independen*.

ii. Kondisi Inlet

Inlet flow merupakan bagian sisi tempat aliran fluida masuk, pada sisi ini dicantumkan kecepatan dari aliran fluida yang disamakan dengan kecepatan gerak model. Pada simulasi ini fluida diasumsikan sebagai elemen yang bergerak sedangkan model berada pada posisi diam.

iii. Kondisi *Outlet*

Outlet merupakan bidang sisi keluarnya fluida. Pada daerah ini dilakukan pengaturan berupa —*Normal Speed*. Hal ini dilakukan untuk menyamakan kecepatan aliran masuk serta keluar fluida.

iv. Kondisi Batas *Wall (Side and Top)*

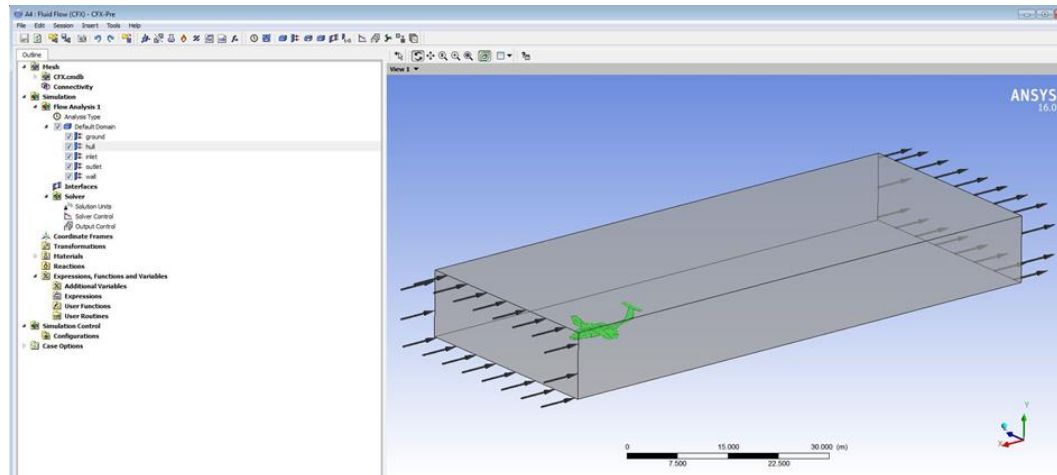
Dinding fluida dianggap berada pada kondisi tanpa gesekan sehingga boundary detail diisikan *free slip wall*.

v. Kondisi Batas *Wall (Ground)*

Dinding fluida dianggap berada pada kondisi adanya gesekan sehingga *boundary detail* diisikan *no slip wall*, diasumsikan permukaan *ground* memberikan efek pada simulasi kekentalan murni dengan pendekatan terjadinya *ground effect* pada model.

vi. Kondisi Batas Objek Simulasi

Berbeda dengan keadaan yang diterapkan pada area dinding-dinding fluida. Permukaan sayap akan mengalami gesekan dengan fluida akibat terjadinya kontak langsung dari keduanya. Sehingga pada simulasi ini sayap dikondisikan sebagai *no slip wall*.



Gambar IV. 14 *Domain dan Boundary Condition Full Viscous* pada *Pre-Processor*

B. Pengujian Free Surface

Simulasi *free surface* memiliki tingkat sensitifitas yang tinggi terhadap pengaturan *boundary condition* jika dibandingkan dengan mode simulasi dasar lainnya. Diperlukan ketelitian yang tinggi dalam proses pengaturan simulasi ini. Kesalahan dalam penentuan kondisi batas dapat membuat simulasi gagal. Pada simulasi ini dilakukan proses *mesh adaption* yang bertujuan untuk memperhalus *mesh* awal, dimana *volume fraksi gradien* yang terbesar (*mesh* yang diperhalus membantu perkembangan *interface* yang tajam antara air dan udara) (CFX, 2007). Berikut ini merupakan tahapan yang dilakukan dalam pengaturan simulasi *free surface*.

i. Langkah pertama adalah meng-import model beserta domain yang telah di-*mesh* pada proses sebelumnya. Pada *free surface* dilakukan pendefinisian *boundary* dan *initial conditions* untuk mengatur tekanan yang tepat dan bidang *fraktion volume*.

ii. Tahap selanjutnya adalah melakukan pendefinisian CEL (*CFX Expression Language*) dimana CEL ekspresi-ekspresi bahasa pemrograman terhadap *boundary conditions* dituliskan (CFX, 2007). Ekspresi-ekspresi untuk *boundary* dan *initial conditions* yang didefinisikan pada CEL dapat dilihat pada Tabel 4.3 berikut ini:

Gambar IV. 15 Ekspresi-ekspresi pada CEL (CFX, 2007)

Nama Bagian	CEL	Definisi
tinggi hulu free surface	UpH	0.35 [m]
tinggi hilir free surface	DownH	0.35 [m]
densitas air	DenWater	1025 [kg m ⁻³]
densitas udara	DenRef	1.185 [kg m ⁻³]
densitas air–densitas udara	DenH	(DenWater - DenRef)
fraksi volume udara (hulu)	UpVFAir	step((y-UpH)/1[m])
fraksi volume air (hulu)	UpVFWater	1-UpVFAir
distribusi tekanan hulu	UpPres	DenH*g*UpVFWater* (UpH-y)
fraksi volume udara (hilir)	DownVFAir	step((y-DownH)/1[m])
fraksi volume air (hilir)	DownVFWater	1-DownVFAir
distribusi tekanan hilir	DownPres	DenH*g*DownVFWater* (DownH-y)

Dalam simulasi ini, kondisi berikut di-setting dan memerlukan ekspresi sebuah batas *Inlet* dimana *fraktion volume* di atas permukaan bebas adalah 1 untuk udara dan 0 untuk air, dan di bawah permukaan bebas adalah 0 untuk udara dan 1 untuk air. Sebuah batas outlet dimana tekanan di atas permukaan bebas adalah konstan dan tekanan di bawah permukaan bebas adalah distribusi hidrostatik.

iii. Langkah selanjutnya adalah pendefinisian domain fluida. Pada bagian ini jenis fluida dibagi dalam dua jenis yaitu air dan udara dimana temperatur fluida disetting 25°C menyesuaikan kondisi towing tank dan tekanan di-setting sebesar 1 atm. Pada Tab Basic setting terdapat opsi Gravity X Dim, Gravity Y Dim, dan Gravity Z Dimana yang diisi dengan angka 0 m/s; -g; dan 0 m/s secara berturut-turut. Untuk Buoy. Ref. Density diisi dengan —DenRef— sesuai dengan ekspresi-ekspresi CEL yang telah dijelaskan di atas. Untuk opsi-opsi lainnya dibiarkan dengan setting default. Pada tab —Fluid Model, kotak di sebelah pilihan —Homogeneous Model— dicentang dan pada opsi —Free Surface Model di-setting mode

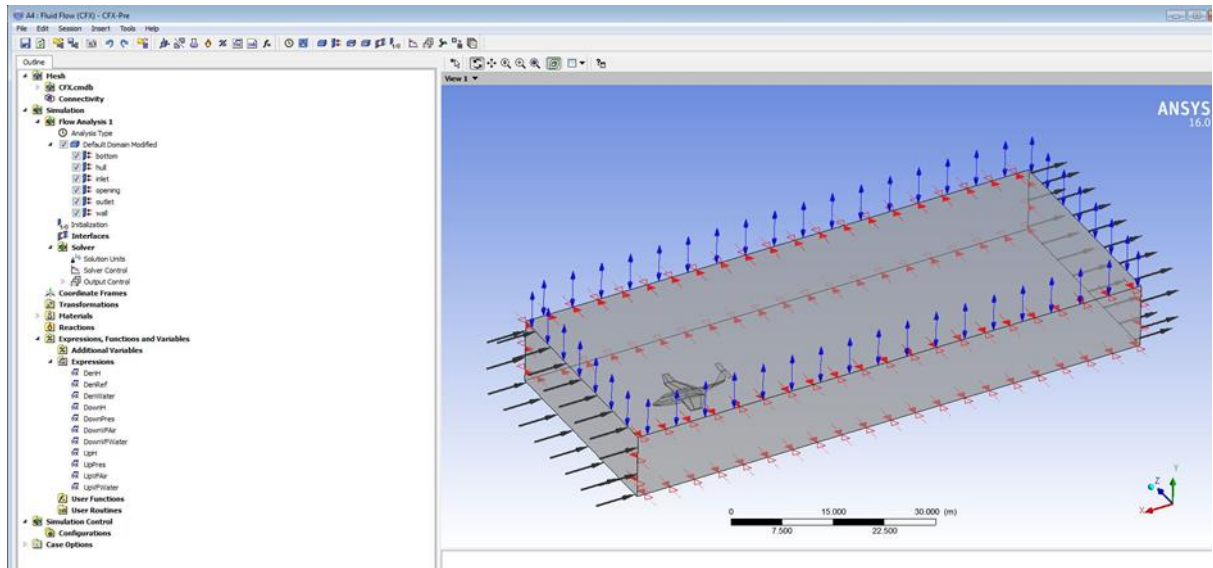
—Standard, sedangkan untuk model turbulensi di-setting —*Shear Stress Transport*. Untuk opsi-opsi lainnya dibiarkan dengan setting default. Pada tab —Fluid Specific Model, harus dipastikan bahwa fluida yang telah di-setting pada proses ini ada dua yaitu air dan udara. Model turbulensi fluida menggunakan shear stress transport pada kondisi isothermal lebih memberikan akurasi yang lebih baik. Metode turbulen ini telah digunakan oleh Menter (1993a, 1994b) dan dinyatakan sebagai metode paling akurat untuk pemodelan berbagai aliran yang termasuk dalam diskusi NASA Technical Memorandum (Bardina dkk, 1997; Swennberg, 2000).

iv. Setelah domain selesai didefinisikan, langkah berikutnya adalah pendefinisian batas (boundary) seperti yang telah dijelaskan pada bab sebelumnya. Pada batas Inlet dimasukkan kecepatan kapal dan pada batas outlet di-setting —Static Pressure. Batas wall di-setting—Symmetry yang berarti bahwa tekanan kondisi dalam dan luar lingkungan pengujian sama atau pengkondisian pada aliran terbuka, gelombang tidak dipantulkan terhadap dinding. Batas top didefinisikan sebagai —Opening atau dinding terbuka yang artinya dengan penambahan tekanan gravitasi. Batas bottom, sama seperti halnya model, didefinisikan —Free Slip yang artinya bebas slip. Setelah pendefinisian batas telah dilakukan, langkah berikutnya adalah mengatur fitur —Initial Condition agar konsisten dengan batas Inlet. Pada komponen kecepatan, dimasukkan nilai kecepatan kapal sesuai dengan batas Inlet.

v. Initialization merupakan tahap pengaturan dimana kecepatan aliran fluida diatur, fraksi udara diatur dengan mengisi —UpVFAir dan fraksi air diisi dengan —UpVFWater.

vi. Selanjutnya men-setting parameter-parameter pada fitur —Mesh Adaption untuk meningkatkan resolusi interface antara udara dan air. Pada fitur ini juga ditetapkan berapa maksimum iterasi yang diinginkan ketika akan melakukan running model. Iterasi adalah parameter atau batas yang mengontrol ketika software melakukan running hingga didapat hasil yang konvergen.

vii. Setelah fitur pada —Mesh Adaption telah selesai di-setting, maka langkah selanjutnya adalah men-setting fitur “Solver Control” untuk mengatur batas maksimum iterasi yang diinginkan. Langkah terakhir pada tahap ini setelah semua fitur di atas telah di-setting adalah mengubah menjadi file menjadi —file _name.def” sebagai input untuk proses running.



Gambar IV. 16 Domain dan Boundary Condition Free Surface pada Pre-Processor

IV.3.2. Tahap Processor atau Solver

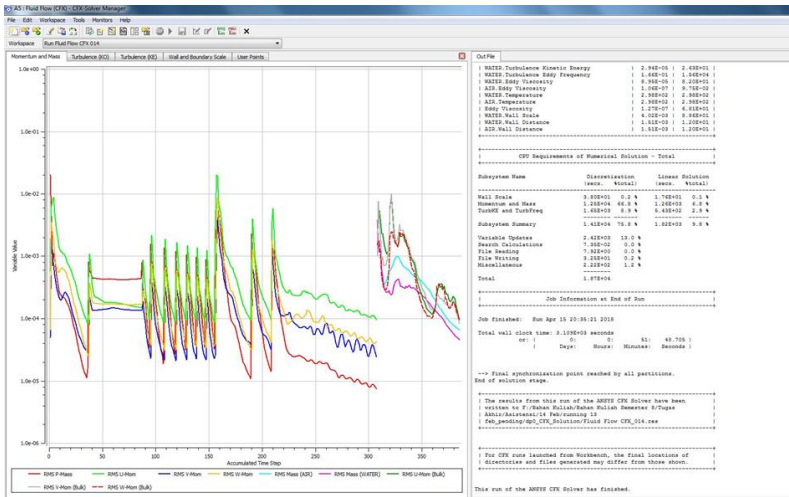
Tahap processor atau yang dikenal dengan proses solver merupakan tahap perhitungan yang dilakukan setelah proses pre processor dilakukan. Proses running ini digambarkan dengan sebuah grafik, dengan sumbu x menunjukkan accumulated time step sesuai dengan nilai iterasi yang kita masukkan dan sumbu y menunjukkan variable value (nilai konvergensi) dengan nilai 1 sampai 10^{-6} yang ditentukan pada saat tahap pre-processor ditentukan batas variable value adalah 10^{-5} untuk pengujian kekentalan murni pada sayap dan nilai konvergensi 10^{-4} untuk pengujian free surface.

Konvergensi merupakan pengaturan persamaan solver control yang bertujuan meminimalisir error pada hasil simulasi. Proses perhitungan atau disebut sebagai proses iterasi pada tahap flow solver dilakukan jika semua data kondisi batas telah ditentukan. Proses iterasi berpengaruh terhadap tingkat akurasi yang dapat diperoleh. Penentuan banyaknya iterasi dipengaruhi oleh tingkat ketelitian dari model yang telah dibuat. Semakin banyak jumlah grid dalam pemodelan maka semakin banyak pula iterasi yang perlu dilakukan untuk perhitungan model tersebut. Proses iterasi akan berhenti jika telah mencapai batas konvergensi yang telah ditentukan. Pada proses ini perhitungan dilakukan hingga menuju nilai error terkecil atau didapatkan nilai yang konvergen. Convergence criteria yang digunakan dalam proses iterasi menggunakan Ansys CFX adalah 10^{-6} (lihat Gambar 41). Yang artinya proses perhitungan atau running akan terus beriterasi agar ke empat

grafik persamaan seperti disebutkan pada gambar 12 mencapai hasil dengan tingkat error sebesar 10-6.



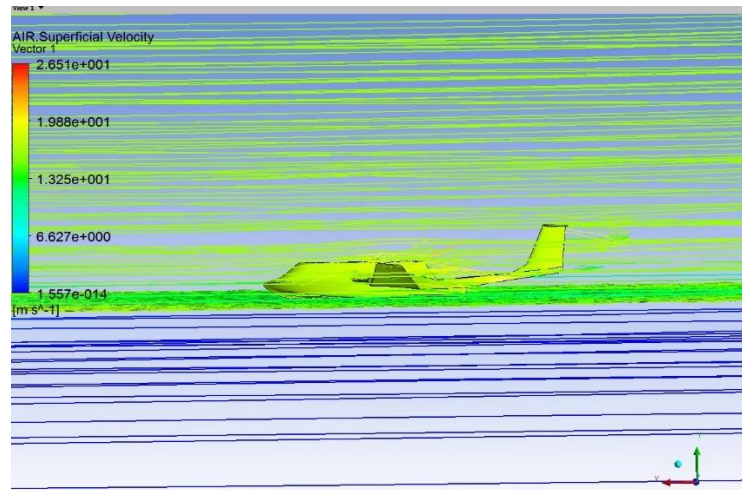
Gambar IV. 17 Grafik Hasil Proses Running Model Full Viscous



Gambar IV. 18 Grafik Hasil Proses Running Model Free Surface

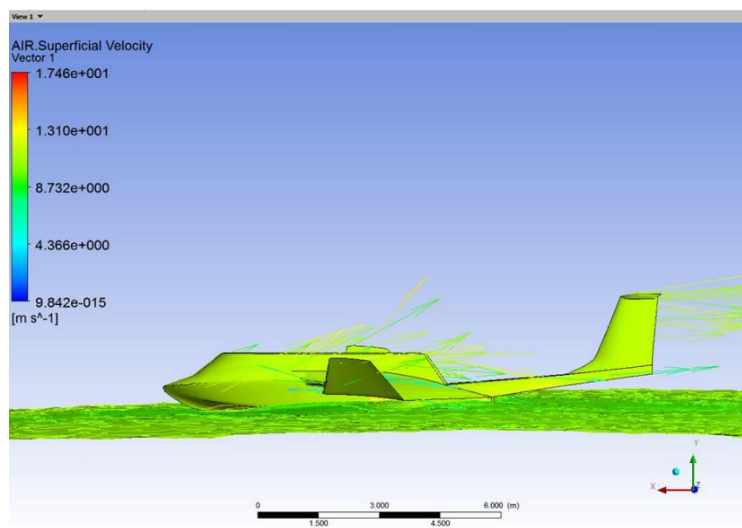
IV.3.3. Tahap Post-Processor

Pada tahap final digunakan software ANSYS CFX-POST , program ini merupakan langkah terakhir dalam analisis CFD. Hal yang dilakukan pada langkah ini adalah mengorganisasi dan menginterpretasi data hasil simulasi CFD yang bisa berupa angka hasil pengukuran, gambar, kurva, dan animasi.



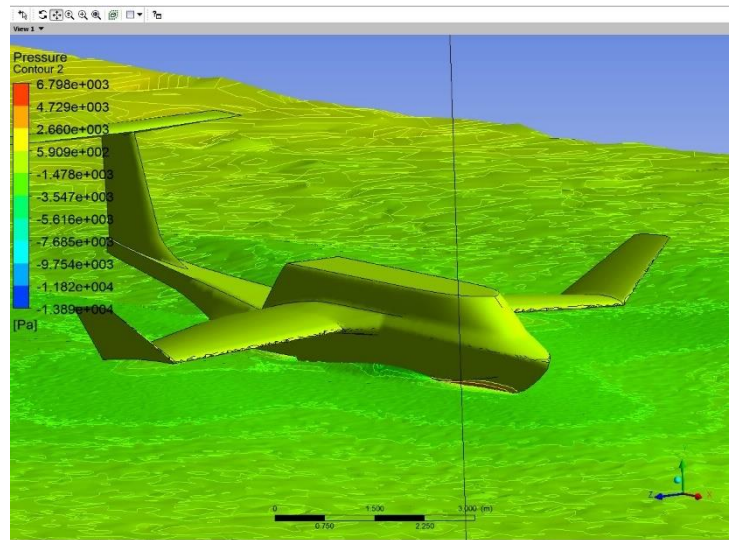
Gambar IV. 19 Streamline kapal wing in surface effect pada kecepatan 12 m/s

Gambar IV.19 menjelaskan salah satu hasil visual yang dapat dilakukan pada tahap CFD Post-Processor yaitu streamline. Pada perintah streamline dapat diketahui bentuk aliran fluida yang melewati objek uji. Aliran biasanya dimulai dari inlet flow lalu berakhir di outlet flow.



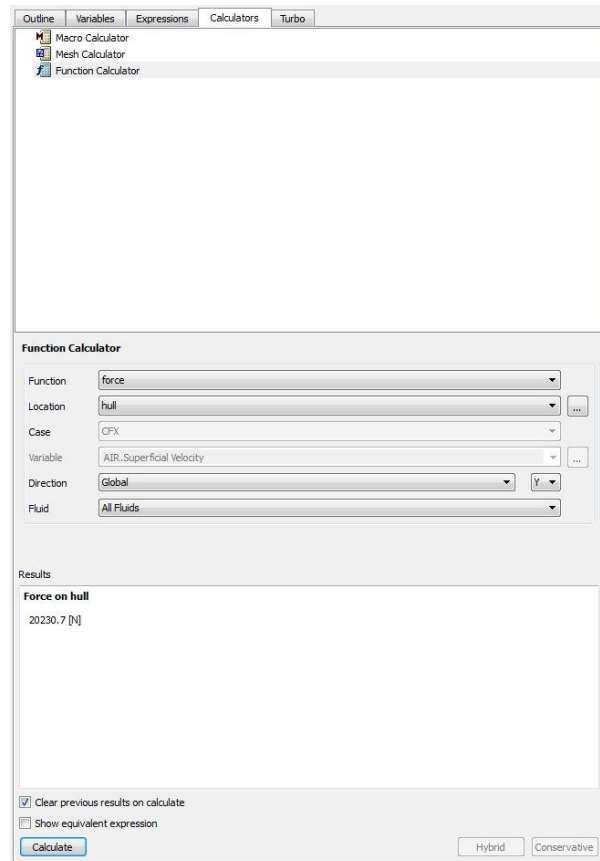
Gambar IV. 20 Vector gaya pada kecepatan 12 m/s

Gambar IV.20 menjelaskan salah satu hasil visual yang dapat dilakukan pada tahap CFD Post-Processor yaitu vector. Pada perintah vector dapat diketahui arah gaya yang berkerja pada objek yang di aliri oleh fluida.



Gambar IV. 21 *Contour pressure* pada sudut *trim* 0,75° pandangan samping

Gambar IV.21 menjelaskan salah satu hasil visual yang dapat dilakukan pada tahap CFD Post-Processor yaitu contour. Pada perintah dapat diketahui contour atau perbedaan warna yang di akibatkan oleh perbedaan tekanan, kecepatan etc yang berkerja pada objek yang di aliri oleh fluida ataupun contour terhadap fluida itu sendiri.



Gambar IV. 22 Nilai lift pada kecepatan 10 m/s

Gambar IV.21 menjelaskan salah satu hasil *calculation* yang dapat dilakukan pada tahap CFD Post-Processor yaitu function calculator. Pada perintah function calculator dapat diketahui nilai gaya yang berkerja seperti nilai gaya ke arah x,y dan z pada objek yang di aliri oleh fluida.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB V

ANALISA DAN HASIL

V.1. Pendahuluan

Dalam pengerjaan tugas akhir ini, perhitungan drag dan lift kapal wing in surface effect menggunakan software CFD. Perhitungan tersebut dilakukan dengan mensimulasikan posisi kapal pada beberapa kecepatan dengan sudut trim dan nilai sarat yang berbeda. Dari hasil yang telah didapat akan dilakukan analisa berdasarkan kecocokan berdasarkan percobaan percobaan peneliti sebelumnya

V.2. Validasi

Tahapan validasi dilakukan agar hasil yang telah di peroleh dapat dinyatakan benar atau memiliki hasil yang akurat. Hal ini dapat dilakukan dengan beberapa metode yaitu dengan membandingkan data hasil percobaan CFD dengan percobaan CFD lainnya, membandingkan data hasil percobaan CFD dengan hasil eksperimen dan membandingkan hasil percobaan CFD dengan hasil perhitungan menggunakan rumus pendekatan yang ada.

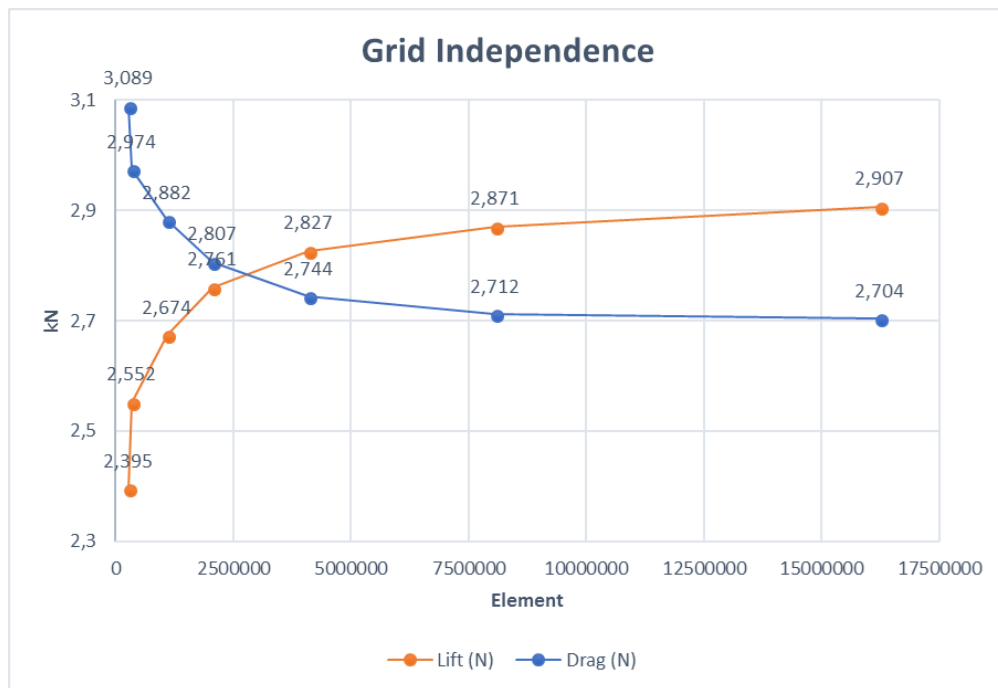
V.2.1. Grid Independence

Tahapan grid independence didalam percobaan menggunakan software CFD sangat penting untuk dilakukan. Dimana didalam proses grid independence, hasil running yang telah dilakukan dibandingkan dengan variasi jumlah *element meshing* yang ada. Hal ini dilakukan agar dicapai nilai yang optimal untuk penentuan jumlah element yang digunakan di dalam percobaan CFD sehingga hasil yang dicapai cukup akurat. Percobaan yang dilakukan untuk mendapatkan nilai grid independence dilakukan hingga hasil antar variasi elemen memiliki nilai kurang dari 2%.

Tabel V. 1 Grid Independence

Model	Jumlah Element	v (m/s)	Drag (N)	Lift (N)	Grid Independence Drag (%)	Grid Independence Lift (%)
1	261452	8	3,089	2,395		
	516423	8	2,974	2,552	3,73	6,15
	1088931	8	2,882	2,674	3,11	4,56
	2045224	8	2,807	2,761	2,60	3,15
	4087595	8	2,744	2,827	2,24	2,33
	8062996	8	2,712	2,871	1,16	1,53
	16245232	8	2,704	2,907	0,29	1,24

Pada tabel V.1 dapat dijelaskan bahwa hasil percobaan dengan variasi jumlah element yang berbeda akan menghasilkan nilai drag dan lift yang berbeda. Terlihat bahwa nilai yang dihasilkan pada jumlah element 8,06 juta element dan 16,2 juta element didapatkan hasil yang tidak beda jauh. Sehingga nilai elemen yang digunakan didalam proses selama percobaan adalah pada jumlah 8,06 elemen.



Gambar V. 1 Grid Independence pada CFD

Pada gambar gambar V.1 menunjukan nilai perbedaan antara jumlah elemen dan nilai drag dan lift sebagai nilai pembanding. Menurut penelitian yang dilakukan Sayuti Syamsuar (2018) nilai perbedaan yang didapatkan adalah sebesar 1,6%. Sedangkan untuk data Tabel IV.1 Diatas, didapatkan nilai hasil perbedaan sebesar 1,16 % dan 1,53 sehingga dapat

disimpulkan bahwa pada jumlah cell 8,06 juta elemen bisa dipakai sebagai nilai jumlah cell untuk penelitian selanjutnya.

V.2.2. Perhitungan Analitik

Agar memperkuat hasil yang diperoleh dengan menggunakan software CFD maka dilakukan perhitungan analitik. Perhitungan analitik yang dilakukan berdasarkan rumus pendekatan yang dilakukan oleh para peneliti sebelumnya.

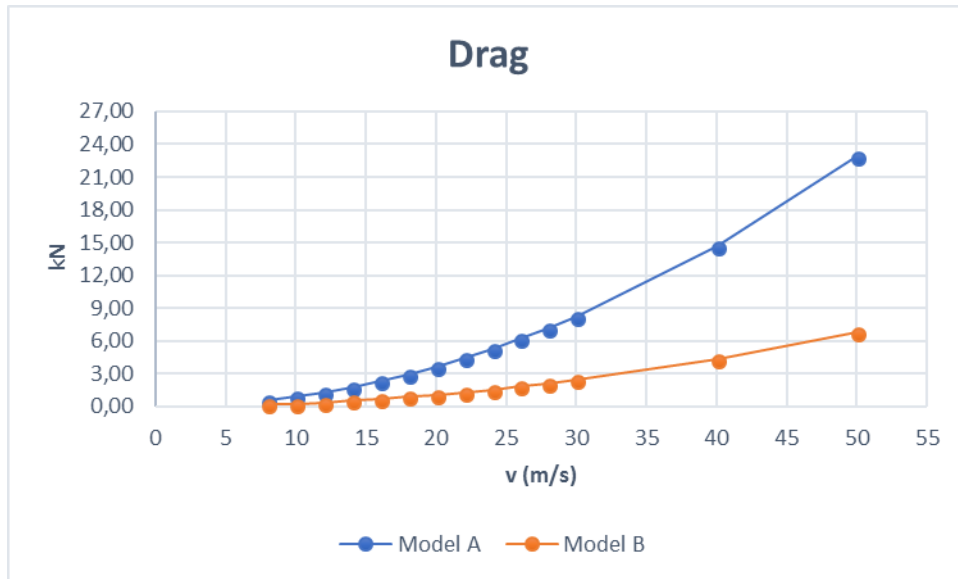
V.2.2.1. Half Experiment Method (Tang et al, 20007)

Merupakan salah satu metode yang digunakan untuk menghitung karakteristik aerodinamika dari sebuah pesawat. Pada metode ini akan didapatkan nilai dari koefisien lift kapal *wing in surface effect* setelah terjadinya penambahan *lift* akibat fenomena *ground effect* yang terjadi. Berdasarkan pers.II.4 dan pers II.11 maka didapatkan nilai *drag* dan *lift* dari kapal *wing in surface effect* dari perhitungan analitik sebagai berikut.

Tabel V. 2 Hasil Perhitungan Analitik Half Experiment Method

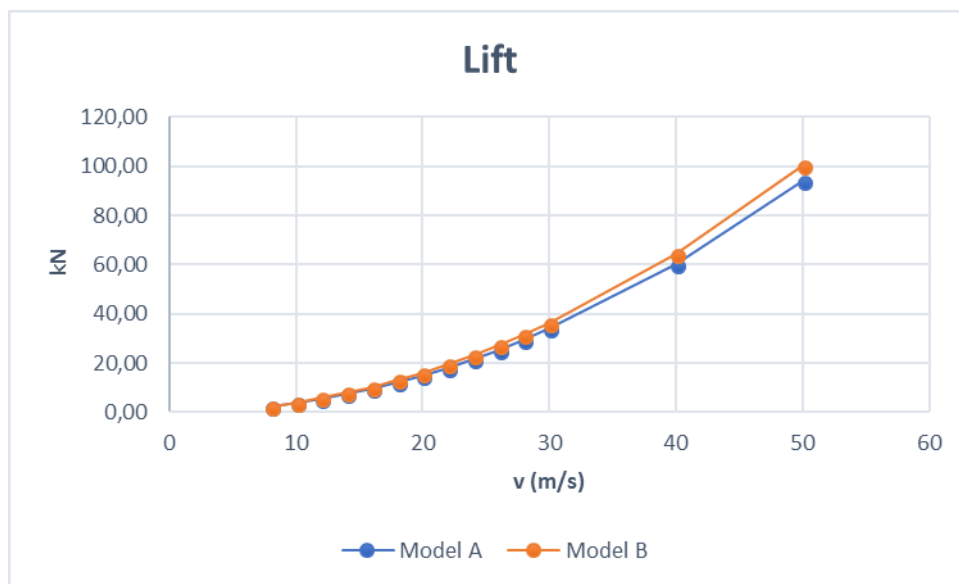
Model	V	Drag (kN)	Lift (Wing)
Model A	8	0,59	2,41
	10	0,92	3,77
	12	1,32	5,42
	14	1,80	7,38
	16	2,35	9,64
	18	2,97	12,21
	20	3,67	15,07
	22	4,44	18,23
	24	5,28	21,70
	26	6,20	25,47
	28	7,19	29,54
	30	8,26	33,91
	40	14,68	60,28
	50	22,93	94,18
Model B	8	0,35	2,58
	10	0,55	4,02
	12	0,78	5,80
	14	1,07	7,89
	16	1,39	10,30
	18	1,77	13,04
	20	2,18	16,10
	22	2,64	19,48
	24	3,14	23,18
	26	3,68	27,21
	28	4,27	31,56
	30	4,90	36,22
	40	8,71	64,40
	50	13,61	100,62

Hasil tabel V.2 merupakan hasil perhitungan analitik dari kapal *wing in surface effect* ditinjau dari karakteristik aerodinamika.



Gambar V. 2 Grafik Drag hasil perhitungan analitik

Dari gambar V.2 dapat dilihat bahwa berdasarkan perhitungan analitik nilai drag yang dihasilkan oleh model 1 dengan *aspect ratio* sayap rendah lebih besar dari pada model 2 dengan *aspect ratio* sayap sedang



Gambar V. 3 Grafik Lift hasil perhitungan Half Experiment Method

Dari gambar V.3 nilai *lift* yang dihasilkan berdasarkan perhitungan analitik dari kedua model tidak memiliki perbedaan yang terlalu signifikan.

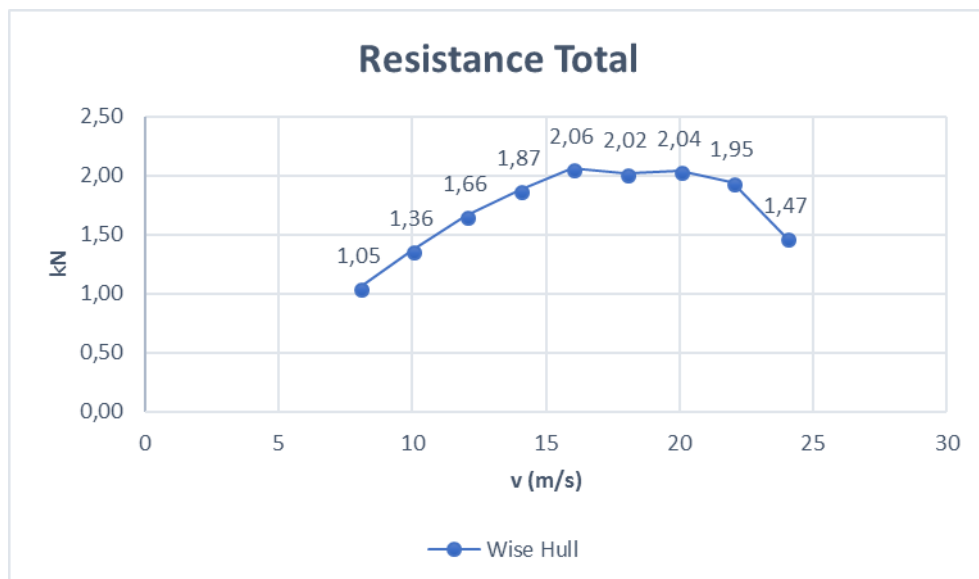
V.2.2.2. Savitsky Planing Method

Merupakan salah satu perhitungan analitik yang biasa digunakan untuk menghitung karakteristik hidrodinamika kapal cepat. Pada kapal *wing in surface effect* perhitungan dengan savitsky method's digunakan untuk menghitung nilai *drag* dan *lift* yang dihasilkan oleh lambung utama dari kapal *wing in surface effect*. Berdasarkan pers.II.3. maka didapatkan nilai *drag* dan *lift* dari kapal *wing in surface effect* dari perhitungan analitik sebagai berikut.

Tabel V. 3 Hasil Perhitungan Analitik Savitsky Method's

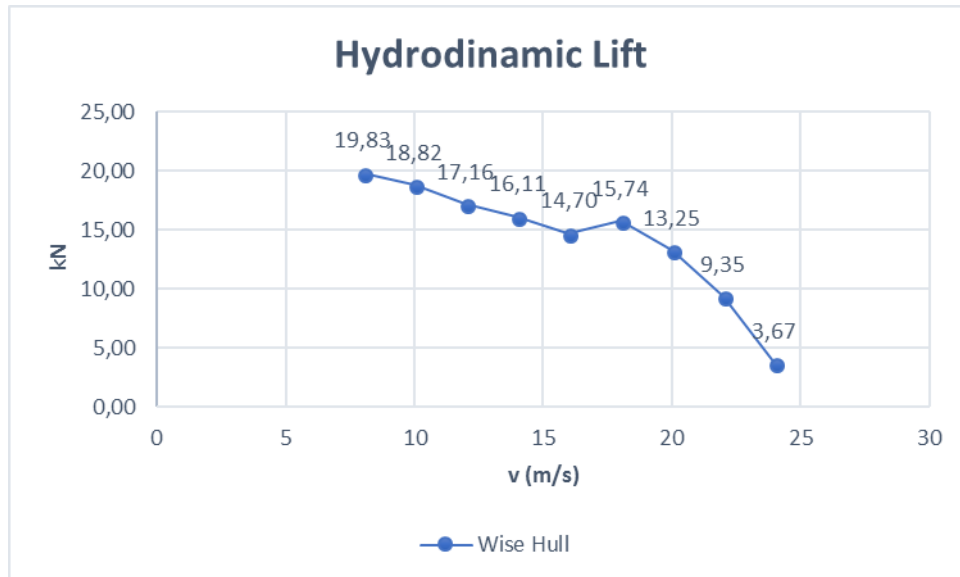
v (m/s)	Fn	Sudut Serang (deg)	Rt (kN)	Hydrodynamic Lift (kN)
8	0,92	0,541	1,05	19,83
10	1,15	0,723	1,36	18,82
12	1,38	0,792	1,66	17,16
14	1,61	0,932	1,87	16,11
16	1,84	0,962	2,06	14,70
18	2,07	1,533	2,02	15,74
20	2,30	1,445	2,04	13,25
22	2,53	1,226	1,95	9,35
24	2,76	0,934	1,47	3,67

Hasil tabel V.3 merupakan hasil perhitungan analitik menggunakan savitsky method dari kapal *wing in surface effect* ditinjau dari karakteristik hidrodinamika.



Gambar V. 4 Grafik *resistance total* hasil perhitungan Savitsky Method's

Dari gambar V.4 dapat dilihat bahwa berdasarkan perhitungan *savitsky method's* nilai *resistance* lambung kapal *wing in surface effect* mengalami penurunan nilai hambatan pada kecepatan diatas 22 m/s. Hal ini disebabkan oleh penurunan nilai hambatan gesek kapal yang dikarenakan terjadinya penurunan sarat pada saat kecepatan *planing*.



Gambar V. 5 Grafik lift hasil perhitungan Savitsky Method's

Dari grafik V.5 dapat dilihat bahwa berdasarkan perhitungan *savitsky method's* nilai lift hydrodynamic kapal mengalami penurunan drastis pada kecepatan di atas 16 m/s. Hal ini disebabkan oleh penurunan luasan area tercelup kapal atau wetted surface area seiring dengan terjadinya penurunan sarat kapal pada saat kecepatan *planing*.

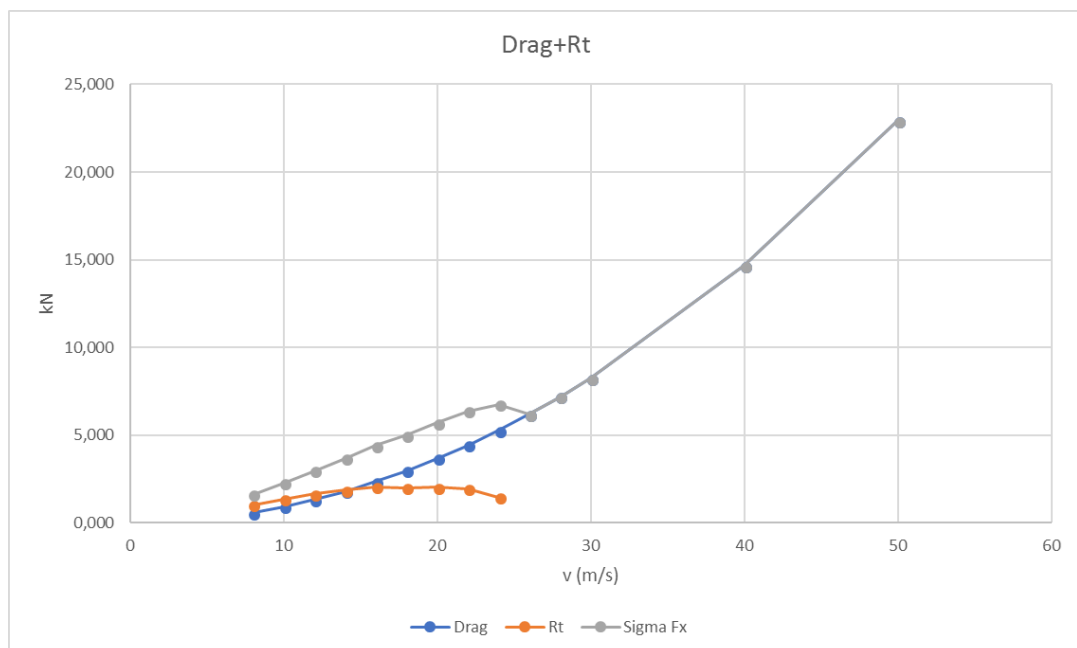
V.2.2.3. Akumulasi Perhitungan Secara Analitik

Berdasarkan metode perhitungan analitik menggunakan *half experiment method* dan *savitsky planing method* maka di dapat akumulasi atau penjumlahan dari nilai *lift* dan *drag* kapal *Wing in Surface Effect* secara aerodinamika dan hidrodinamika. Perhitungan analitik secara aerodinamika nilai *lift* dan *drag* yang dihasilkan kapal *Wing in Surface Effect* berada pada perhitungan terhadap konfigurasi sayap kapal. Sedangkan untuk perhitungan analitik secara hidrodinamika berada pada perhitungan lambung utama kapal *Wing in Surface Effect*.

Tabel V. 4 Total Drag yang dihasilkan dari perhitungan analitik

Model	v (m/s)	Rt (kN)	Drag (kN)	Sigma Fx (kN)
1	8	1,047	0,587	1,63
	10	1,361	0,918	2,28
	12	1,656	1,322	2,98
	14	1,875	1,799	3,67
	16	2,062	2,349	4,41
	18	2,021	2,973	4,99
	20	2,038	3,670	5,71
	22	1,947	4,441	6,39
	24	1,474	5,285	6,76
	26	0,000	6,202	6,20
	28	0,000	7,193	7,19
	30	0,000	8,257	8,26
	40	0,000	14,678	14,68
	50	0,000	22,933	22,93

Dari Tabel V.4 dapat dilihat bahwa setelah memasuki kecepatan di atas 16 m/s nilai drag yang dihasilkan sayap kapal Wing in Surface Effect lebih besar dari nilai hambatan total yang dirasakan oleh lambung kapal. Sedangkan pada kecepatan di atas 26 m/s nilai hambatan total lambung kapal bernilai 0 dikarena kapal sudah berada pada kondisi kecepatan terbang meninggalkan permukaan air. Sigma Fx merupakan penjumlahan dari nilai hambatan total dan drag kapal *Wing in Surface Effect*.

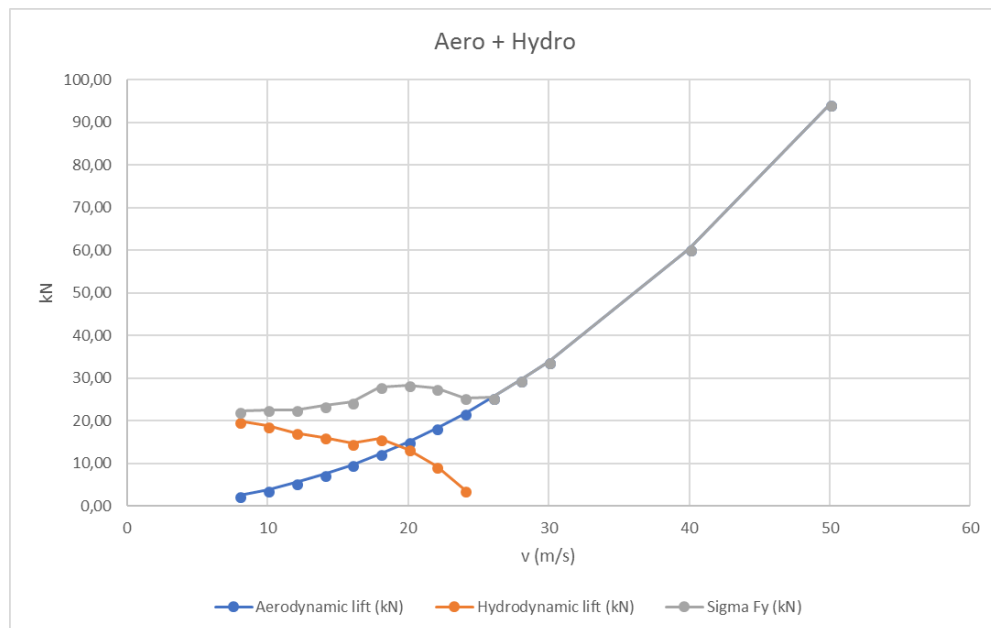


Gambar V. 6 Grafik hambatan total dan drag hasil perhitungan analitik

Tabel V. 5 Total Lift yang dihasilkan dari perhitungan analitik

Model	v (m/s)	Aerodynamic lift (kN)	Hydrodynamic lift (kN)	Sigma Fy (kN)	Lift Aero-Weight (kN)
1	8	2,41	19,83	22,24	-19,71
	10	3,77	18,82	22,59	-18,35
	12	5,42	17,16	22,59	-16,70
	14	7,38	16,11	23,50	-14,74
	16	9,64	14,70	24,35	-12,48
	18	12,21	15,74	27,94	-9,92
	20	15,07	13,25	28,32	-7,05
	22	18,23	9,35	27,58	-3,89
	24	21,70	3,67	25,37	-0,42
	26	25,47	0,00	25,47	3,35
	28	29,54	0,00	29,54	7,41
	30	33,91	0,00	33,91	11,78
	40	60,28	0,00	60,28	38,15
	50	94,18	0,00	94,18	72,06

Dari Tabel V.5 dapat dilihat bahwa setelah memasuki kecepatan di atas 26 m/s nilai *lift* yang dihasilkan sayap kapal Wing in Surface Effect lebih besar gaya berat kapal Wing in Surface Effect sehingga kapal sudah berada pada kondisi terbang meninggalkan permukaan air. Sigma Fy merupakan penjumlahan dari *Aerodynamic lift* dan *hydrodynamic lift* kapal Wing in Surface Effect.



Gambar V. 7 Grafik *Aerodynamic lift* dan *Hydrodynamic lift* hasil perhitungan analitik

V.3. Hasil Analisa CFD

Hasil yang didapatkan dari analisa software cfd terdiri dari hasil visual yang dapat berupa contour, vector dan streamline serta hasil numerik yang dapat berupa gaya ke arah x, y dan z yang di alami oleh model. Pada penelitian ini terdapat beberapa variasi model uji yaitu

variasi *aspect ratio* sayap dan variasi sudut cant pada winglet. Pada pengujian model kapal di simulasikan dengan beberapa variasi kecepatan dengan nilai sudut trim serta nilai sarat disesuaikan dengan kecepatan kapal.

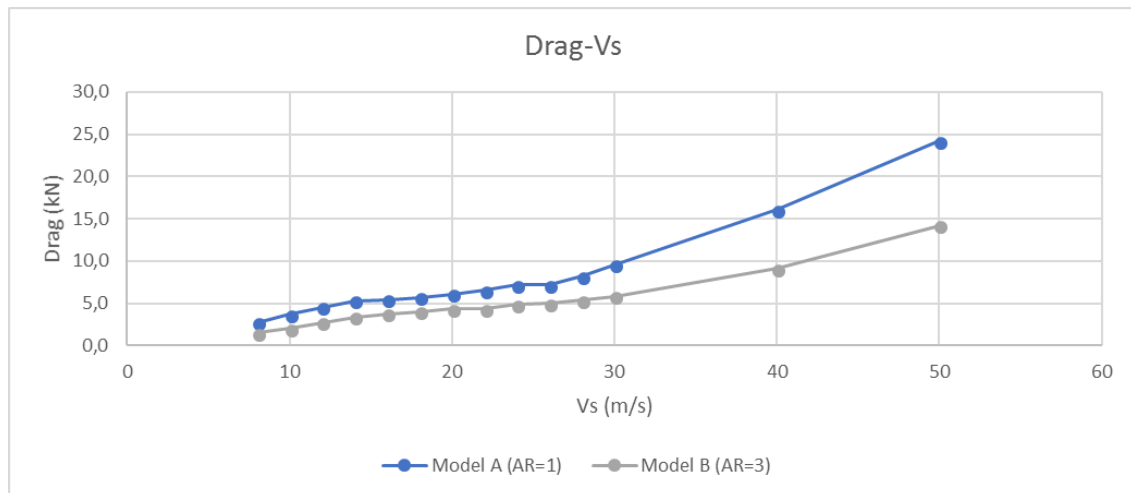
V.3.1. Drag

Analisa drag atau hambatan yang terjadi pada kapal *wing in surface effect* didapatkan dari analisa hambatan secara *free surface* pada kecepatan 8 m/s hingga kecepatan 24 m/s. Sedangkan pada kecepatan 26 m/s hingga 50 m/s didapatkan dari analisa secara *full viscous*. Untuk model uji yang dilakukan analisa adalah model A dengan *aspect ratio* rendah (AR=1) dan model 2 dengan *aspect ratio* sedang (AR=3). Berikut hasil analisa yang telah dilakukan

Tabel V. 6 Hasil *drag* dengan menggunakan software CFD

Variasi Model	θ (deg)	v (m/s)	Drag (kN)
Model A (AR=1)	0,541	8	2,712
	0,723	10	3,677
	0,792	12	4,564
	0,932	14	5,310
	0,962	16	5,456
	1,533	18	5,673
	1,445	20	6,093
	1,226	22	6,564
	0,934	24	7,177
	0	26	7,201
	0	28	8,237
	0	30	9,544
	0	40	16,087
	0	50	24,241
Model B (AR=3)	0,541	8	1,499
	0,723	10	2,017
	0,792	12	2,716
	0,932	14	3,367
	0,962	16	3,745
	1,533	18	4,007
	1,445	20	4,324
	1,226	22	4,342
	0,934	24	4,874
	0	26	4,992
	0	28	5,405
	0	30	5,812
	0	40	9,127
	0	50	14,223

Dari tabel V.6 dapat dilihat bahwa hasil *drag* yang diperoleh dengan menggunakan software CFD pada model B dengan sayap *medium aspect ratio* lebih rendah dibandingkan dengan nilai *drag* yang dihasilkan oleh model A dengan sayap *low aspect ratio*.



Gambar V. 8 Grafik Drag hasil simulasi CFD

Dari gambar V.6 dapat dilihat bahwa berdasarkan analisa CFD nilai *drag* dan hambatan model A dan Model B mengalami perbedaan drastis pada kecepatan di atas 26 m/s.

V.3.2. Lift

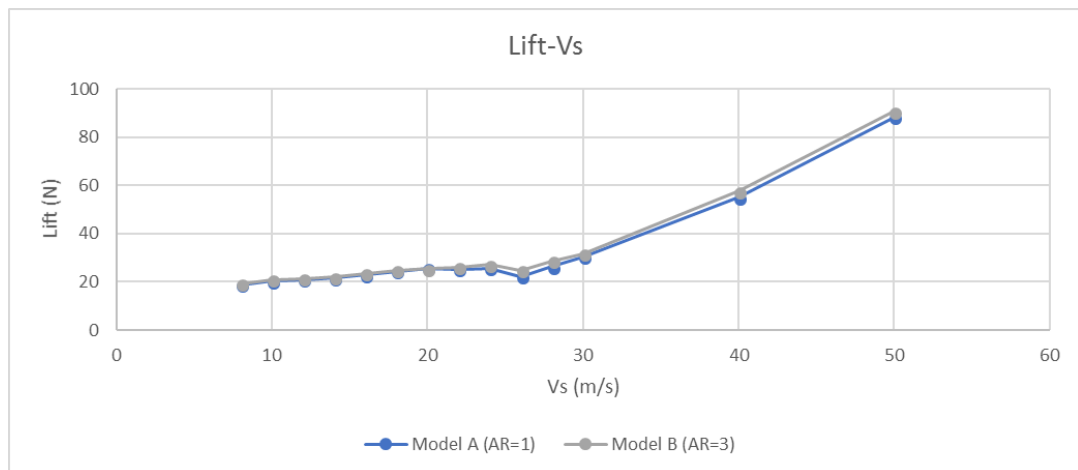
Analisa *lift* yang terjadi pada kapal *wing in surface effect* didapatkan dari analisa hambatan secara *free surface* pada kecepatan 8 m/s hingga kecepatan 24 m/s. Sedangkan pada kecepatan 26 m/s hingga 50 m/s didapatkan dari analisa secara *full viscous*. Untuk model uji yang dilakukan analisa adalah model A dengan *aspec ratio* rendah (AR=1) dan model B dengan *aspec ratio* sedang (AR=3). Berikut hasil analisa yang telah dilakukan

Tabel V. 7 Hasil *lift* dengan menggunakan software CFD

Variasi Model	θ (deg)	v (m/s)	Lift (kN)
Model A (AR=1)	0,54	8	18,871
	0,72	10	20,230
	0,79	12	20,923
	0,93	14	21,512
	0,96	16	22,862
	1,53	18	24,422
	1,45	20	25,663
	1,23	22	25,153
	0,93	24	25,697
	0,00	26	22,211
	0,00	28	26,233
	0,00	30	30,412
	0,00	40	55,191
	0,00	50	88,428

Model B (AR=3)	0,54	8	19,217
	0,72	10	20,872
	0,79	12	21,372
	0,93	14	22,081
	0,96	16	23,564
	1,53	18	24,722
	1,45	20	25,566
	1,23	22	26,011
	0,93	24	27,179
	0,00	26	24,803
	0,00	28	28,662
	0,00	30	31,731
	0,00	40	57,742
	0,00	50	90,902

Dari tabel V.5 dapat dilihat bahwa berdasarkan analisa CFD nilai *lift* yang dihasilkan antara kedua model uji tidak terlalu jauh berbeda.



Gambar V. 9 Grafik Lift hasil simulasi CFD

BAB VI

KESIMPULAN DAN SARAN

VI.1. Kesimpulan

Simulasi CFD dapat memberikan hasil data yang hampir sama dengan data yang didapatkan dengan uji eksperimental seperti nilai nilai gaya yang bekerja disekitar objek yang di aliri fluida. Kelebihan analisa menggunakan CFD memiliki biaya pengujian yang lebih murah jika dibandingkan dengan analisa secara eksperimental di *towing tank* dan *wind tunnel*. Simulasi CFD yang dilakukan pada penelitian ini menggunakan model kapal yang telah dimodifikasi dari data kapal yang telah ada sebelumnya. Modifikasi tersebut berupa tipe *airfoil* yang digunakan, *aspect ratio* sayap dan sudut *cant winglet*. Aspect ratio yang dilakukan pengujian berada pada *low aspect ratio* (AR=1) dan *medium aspect ratio* (AR=3). Hasil yang didapatkan dengan menggunakan konfigurasi tersebut adalah sebagai berikut :

1. Hasil *drag* yang dihasilkan dengan model sayap dengan medium aspect ratio (AR=3) lebih kecil dibandingkan dengan hasil *drag* dari model sayap dengan low aspect ratio (AR=1).
2. Hasil *lift* yang dihasilkan dengan model sayap dengan medium aspect ratio (AR=3) lebih besar dibandingkan dengan hasil *lift* dari model sayap dengan low aspect ratio (AR=1).

VI.2. Saran

1. Pengujian kapal Wing in Surface Effect akan mendapatkan hasil yang lebih akurat apabila dilakukan pengujian dengan pergerakan dynamic, namun perlu diingat pengaktifan mode tersebut hanya dapat dilakukan apabila menggunakan komputer dengan spesifikasi yang tinggi.
2. Untuk mendapatkan hasil pengujian yang mendekati akurat, penambahan rumus turbulensi dalam pengujian CFD kapal Wing in Surface Effect.

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR PUSTAKA

- Harvald, S.S. (1983). *Resistance and Propulsion of Ships*. New York: John Wiley and Sons.
- Rawson, K.J. and Tupper, E.C. (2001). *Basic Ship Theory* (5th ed., Vol. 1). Oxford: Butterworth-Heinemann.
- van Dokkum, K. (2005). *Ship Knowledge*. Enkhuizen, The Netherlands: Dokmar.
- Watson, D. (1998). *Practical Ship Design* (Vol. 1). (R. Bhattacharyya, Ed.) Oxford: Elsevier.
- Linde, H. (2004). Multipurpose Cargo Ships. In T. Lamb (Ed.), *Ship Design and Construction* (Vol. 2, pp. 27-35). New Jersey.
- Ikehata, M., and Chandra, S. (1989). Theoretical Calculation of Propulsive Performances of Stator-Propeller in Uniform Flow by Vortex Lattice Method. *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, 166, 17-25.
- Clarke, D. and Kurniawati, H.A. (2000). "Can Ship Manoeuvring be Chaotic?". In M. Blanke (Ed.), *Proceedings of 5th IFAC Conference on Manoeuvring and Control of Marine Crafts 2000*, (pp. 339-344). Aalborg, Denmark.
- Aryawan, W.D. (2003). Ph.D. Thesis. *An Investigation into the Potential of Multiple Rows Ducted Propellers for Marine Applications*. Newcastle upon Tyne, UK: University of Newcastle upon Tyne.
- Kurniawati, H.A. (2009). Lecture Handout. *Ship Outfitting*. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS).
- International Maritime Organization (IMO). (2012, April 12). *Titanic Remembered by IMO Secretary-General*. Retrieved May 4, 2012, from IMO web site: <http://www.imo.org>
- International Maritime Organization (IMO). (Consolidated Edition 2009). *International Convention for the Safety of Life at Sea, 1974, as amended (SOLAS 1974)*. London: IMO Publishing.
- ASTM A370. (2004). *Standard Test Methods and Definitions for Mechanical Testing of Steel Products*. New York: American Society for Testing and Materials (ASTM).
- Sjahrir, A. (1993, Maret 22). Prospek Ekonomi Indonesia. *Jawa Pos*. Surabaya.
- Weber, B. (1985, October 20). The Myth Maker: The Creative Mind. *New York Times Magazines*, 42. New York.
- Japan Radio Co. (JRC). (2009). Catalogue. *Electronic Chart Display and Information System (ECDIS)*. Tokyo.

LAMPIRAN

Lampiran A Hasil Pengukuran Deformasi Spesimen

Lampiran B Komposisi Kimia Baja Karbon

LAMPIRAN A
HASIL PENGUKURAN DEFORMASI SPESIMEN

A. TEBAL 14 mm

1. Single V

Before PWHT

x/y	0	15	30	45	60	75	105	120	135	150	165	180
0	0.50	0.92	2.43	4.57	7.85	11.25	17.45	19.78	22.00	26.17	30.84	34.40
25	0.20	0.85	1.94	4.12	7.52	11.10	17.12	19.34	22.08	26.28	30.99	34.76
50	0.00	0.70	1.65	3.75	7.15	11.00	16.46	18.66	21.27	25.36	30.12	34.03
75	0.20	0.55	1.52	3.51	6.95	10.95	16.30	18.51	20.95	25.06	29.75	33.41
100	-0.50	0.37	1.21	3.25	6.25	10.85	16.31	18.46	20.82	24.65	29.18	32.75
rata-rata	0.08	0.68	1.75	3.84	7.14	11.03	16.73	18.95	21.42	25.50	30.18	33.87

After PWHT

x/y	0	15	30	45	60	75	105	120	135	150	165	180
0	0.10	0.95	2.01	4.75	7.67	11.10	17.37	19.50	22.85	25.50	30.85	34.46
25	0.05	0.84	1.85	4.52	7.52	10.85	17.00	19.15	22.55	25.75	30.50	34.50
50	0.00	0.67	1.95	3.59	6.85	11.25	17.00	18.78	21.18	25.95	30.00	33.92
75	-0.14	0.59	1.58	3.20	6.58	10.95	16.85	18.59	21.85	25.75	29.50	33.10
100	-0.28	0.45	1.15	3.25	6.12	10.45	16.58	19.68	21.53	25.00	29.45	32.96
rata-rata	-0.05	0.70	1.71	3.86	6.95	10.92	16.96	19.14	21.99	25.59	30.06	33.79

2. Double V

Before PWHT

x/y	0	15	30	45	60	75	105	120	135	150	165	180
0	0.08	-0.04	1.48	3.95	7.67	11.34	15.65	16.75	18.28	20.55	25.40	28.33
25	0.08	-0.05	1.65	4.17	7.82	11.34	15.54	16.08	17.31	20.15	25.05	27.90
50	0.00	0.15	1.84	4.42	7.88	11.81	16.15	16.71	17.92	20.41	25.11	28.33
75	-0.16	0.18	1.69	4.68	8.40	11.85	16.99	17.50	18.86	21.12	25.41	28.80
100	-0.30	0.32	2.13	4.80	8.59	12.11	16.78	17.95	19.14	21.15	25.48	28.92
rata-rata	-0.06	0.11	1.76	4.40	8.07	11.69	16.22	17.00	18.30	20.68	25.29	28.46

After PWHT

x/y	0	15	30	45	60	75	105	120	135	150	165	180
0	-0.26	0.18	1.48	4.05	8.15	11.69	15.05	16.62	18.60	21.05	25.95	28.74
25	-0.10	0.19	1.92	4.25	8.20	11.77	15.62	16.57	18.29	20.75	25.55	28.78
50	0.00	0.12	1.86	4.50	8.45	12.11	16.12	17.19	18.85	20.95	25.15	29.04
75	-0.07	0.22	2.25	5.15	8.85	12.13	17.06	18.05	19.58	21.75	25.45	29.25
100	-0.26	0.52	2.50	5.25	8.60	12.07	17.70	18.50	20.30	21.78	25.13	29.51
rata-rata	-0.14	0.25	2.00	4.64	8.45	11.95	16.31	17.39	19.12	21.26	25.45	29.06

B. TEBAL 16 mm

1. Single V

Before PWHT

x/y	0	15	30	45	60	75	105	120	135	150	165	180
0	0.10	0.92	1.91	3.45	5.55	7.78	11.45	12.78	14.00	16.17	18.84	21.30
25	0.00	0.80	1.67	2.91	5.00	7.33	11.12	12.34	14.08	16.28	18.99	21.76
50	0.00	0.67	1.47	2.47	4.70	6.88	10.46	11.66	13.27	15.36	18.12	21.03
75	-0.22	0.53	1.06	2.12	4.15	6.40	10.30	11.51	12.95	15.06	17.75	20.41
100	-0.35	0.37	0.78	1.57	3.65	5.94	10.31	11.46	13.82	14.65	17.18	19.78
rata-rata	-0.09	0.66	1.38	2.50	4.61	6.87	10.73	11.95	13.62	15.50	18.18	20.86

After PWHT

x/y	-90	-75	-60	-45	-30	-15	15	30	45	60	75	90
0	0.20	0.91	1.89	3.54	5.67	7.79	11.37	12.50	13.94	16.09	18.80	21.46
25	0.15	0.84	1.73	3.04	5.04	7.47	11.00	12.15	13.69	15.80	18.75	21.20
50	0.00	0.67	1.42	2.59	4.58	6.56	10.49	11.78	13.18	15.52	18.25	20.92
75	-0.14	0.50	1.08	2.12	4.05	6.42	10.38	11.59	12.96	15.14	17.79	20.48
100	-0.28	0.31	0.78	1.52	3.49	5.82	10.39	11.68	12.53	14.99	17.42	19.96
rata-rata	-0.01	0.65	1.38	2.56	4.57	6.81	10.73	11.94	13.26	15.51	18.20	20.80

2. Double V

Before PWHT

x/y	-90	-75	-60	-45	-30	-15	15	30	45	60	75	90
0	0.66	0.75	1.10	2.35	4.01	5.55	7.54	7.22	7.44	8.09	9.61	11.59
25	0.29	0.60	1.22	2.34	3.80	5.55	7.14	7.02	7.41	8.24	9.32	11.07
50	0.00	0.37	0.98	2.05	3.49	5.59	6.02	6.93	7.08	7.90	9.19	11.75
75	0.25	0.43	1.13	2.24	3.70	5.73	7.44	7.37	7.67	8.37	9.34	11.19
100	0.58	0.78	1.50	2.48	4.28	6.42	7.84	7.86	8.00	8.61	9.56	11.28
rata-rata	0.36	0.59	1.19	2.29	3.86	5.77	7.20	7.28	7.52	8.24	9.40	11.38

After PWHT

x/y	-90	-75	-60	-45	-30	-15	15	30	45	60	75	90
0	0.61	0.78	1.20	2.45	4.91	5.78	7.85	7.58	7.90	8.78	10.21	12.24
25	0.37	0.68	1.37	2.62	4.08	5.75	7.51	7.50	7.94	8.89	10.11	12.02
50	0.00	0.49	1.25	2.31	3.92	5.92	7.40	7.48	7.78	8.48	9.82	11.89
75	0.46	0.71	1.49	2.65	4.10	6.28	7.93	7.93	8.28	9.05	10.27	12.00
100	0.70	0.96	1.78	2.82	4.53	6.82	8.45	8.34	8.67	9.25	10.45	12.24
rata-rata	0.43	0.72	1.42	2.57	4.31	6.11	7.83	7.77	8.11	8.89	10.17	12.08

LAMPIRAN B
KOMPOSISI KIMIA BAJA KARBON

Hasil Uji Komposisi Kimia Baja Karbon

5/12/2011 8:25:40 AM Sample: M
Program: LASTEEL Task: LASTEEL

Run	FE%	C	Mn	P	S	Si	Sn	Al	Alsol
1>	98.4211	0.16839	1.04387	0.01377	0.00644	0.21073	0.00136	0.03028	0.0241
2>	98.4093	0.16698	1.05623	0.01434	0.00646	0.21379	0.00160	0.02948	0.0248
Avg	98.4152	0.16769	1.05005	0.01405	0.00645	0.21226	0.00148	0.02988	0.0244
Sd	0.0084	0.00100	0.00875	0.00040	0.00001	0.00216	0.00017	0.00057	0.0005
Sd%	0.0085	0.59383	0.83286	2.86824	0.19261	1.01905	11.51134	1.90332	1.9892

	Cr	Cu	Ni	Nb	V	Pb	Ca	Mo
1>	0.03504	0.02260	0.02019	0.00269	-0.00014	-0.00379	0.00206	0.00350
2>	0.03487	0.02363	0.02009	0.00309	0.00004	-0.00356	0.00092	0.00365
Avg	0.03496	0.02311	0.02014	0.00289	-0.00005	-0.00368	0.00149	0.00357
Sd	0.00012	0.00072	0.00008	0.00028	0.00013	0.00016	0.00080	0.00011
Sd%	0.34495	3.13319	0.37279	9.72644	-243.29461	-4.47424	53.78870	3.10121

	Co	B	W	N	Ti	Te	F	CE	TS
1>	0.00107	0.00006	0.00925	0.01079	0.00096	-0.00019	0.796	0.388	60.302
2>	0.00126	0.00009	0.00656	0.00991	0.00094	0.00038	0.841	0.389	60.428
Avg	0.00117	0.00008	0.00790	0.01035	0.00095	0.00009	0.818	0.389	60.365
Sd	0.00014	0.00002	0.00190	0.00062	0.00001	0.00040	0.032	0.001	0.089
Sd%	11.78358	25.34473	24.04760	5.98450	1.07508	429.61778	3.892	0.229	0.147

Data Perbandingan Komposisi Kimia Baja Karbon Hasil Uji Laboratorium dan Standar ASTM A36

Kandungan (%)	Carbon (C)	Mangan (Mn)	Phosphorus (P)	Sulfur (S)	Silicon (Si)	Copper (Co)
Hasil uji laboratorium	0.16769	1.05005	0.01405	0.00645	0.21226	0.00117
Standard ASTM A36	0.26 ^(max)	(no requirement)	0.04 ^(max)	0.05 ^(max)	0.40 ^(max)	0.20 (min) * when copper steel is specified

BIODATA PENULIS




Foto Berwarna
4x6 cm

Ardi Nugroho Yulianto, itulah nama lengkap penulis. Dilahirkan di Sukoharjo pada 9 Juli 1991 silam, Penulis merupakan anak pertama dalam keluarga. Penulis menempuh pendidikan formal tingkat dasar pada TK Aisyah, kemudian melanjutkan ke SDN Bakipandeyan I, SMPN 9 Surakarta dan SMAN 1 Surakarta. Setelah lulus SMA, Penulis diterima di Departemen Teknik Perkapalan FTK ITS pada tahun 2009 melalui jalur SNMPTN tulis.

Di Departemen Teknik Perkapalan Penulis mengambil Bidang Studi Rekayasa Perkapalan – Hidrodinamika Kapal. Selama masa studi di ITS, selain kuliah Penulis juga pernah menjadi *staff* Departemen Kewirausahaan BEM FTK ITS 2010/2011 serta *staff* Departemen Riset dan Teknologi Himatekpal 2011/2012. Selan itu, Penulis juga pernah menjadi peserta PKM Tingkat ITS dan beberapa penulisan ilmiah lain.

Penulis tercatat pernah menjadi *grader* untuk mata kuliah Teori Bangunan Kapal II, Permesinan Kapal, dan Sistem Perkapalan.

Email: ardi09@mhs.na.its.ac.id/ardi.naval@gmail.com